TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA STYCZEŃ 1938 r. Nr 1

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

DO CZYTELNIKÓW

Oddając do rąk czytelników pierwszy numer „Techniki Lotniczej", pragniemy dać wyraz przekonaniu, że został uczyniony nowy, bardzo poważny krok w rozwoju organu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Za krok ten należy uznać opracowanie programu dalszej działalności wydawniczej naszego pisma i oparcie związanych z tym zamierzeń na pewnych podstawach finansowych. Program ten, pociągający za sobą powiększenie objętości pisma, a częściowo już urzeczywistniony w niniejszym numerze, przewiduje:

1) dalszy rozwój działu artykułów oryginalnych i tłomaczonych,
2) wprowadzenie przeglądu czasopism technicznych,
3) wprowadzenie przeglądu nowego sprzętu lotniczego i
4) podniesienie poziomu graficznego pisma.

Przechodząc do bliższego omówienia powyższych punktów, pragniemy zaznaczyć, że podstawowym materiałem redakcyjnym będą nadal artykuły oryginalne i tłomaczenia najwartościowszych artykułów zagranicznych. Podobnie, jak za lat ubiegłych, jako artykuły oryginalne będą nadal zamieszczane przede wszystkim prace, wygłaszane na zebraniach odczytowych Związku, przy czym stale wzrastająca ilość zaofiarowanych prac pozwoli na stosowanie selekcji i drukowanie rzeczywiście wartościowego materiału. Mimo zwiększonej podaży artykułów oryginalnych nie zamierzamy bynajmniej odstępować od tłomaczeń cenniejszych artykułów zagranicznych, doceniając korzyści, jakie przynosi ta najpowszechniej dostępna metoda przyswajania zdobyczy lotniczej techniki zagranicznej.

Przegląd prasy zagranicznej ma umożliwić czytelnikom zapoznanie sie ze streszczeniami ciekawszych prac, drukowanych za granicą. Podane przy streszczeniu źródło umożliwi zainteresowanym zapoznanie się z każdym streszczonym artykułem w oryginale. Ułatwi to czytelnia pism zagranicznych, otrzymywanych przez „Technikę Lotniczą" w drodze wymiany.

Przegląd nowego sprzętu lotniczego zostanie otworzony po wejściu redakcji „Techniki Lotniczej" w kontakt z najważniejszymi wytwórniami z tej dziedziny i zapewnieniu sobie rzeczywiście wartościowego i źródłowego materiału.

Mówiąc o podniesieniu szaty graficznej „Techniki Lotniczej", mamy na myśli przede wszystkim zastosowanie nowego kroju czcionek, który jest wzorowany na przyjętym oddawna przez przodujące zagraniczne pisma techniczne. Ponadto bedzie położony specjalny nacisk na staranne wykonanie rysunków.

Zwiększenie objętości naszego pisma, które nastąpi w związku z omówionymi zamierzeniami, nie wpłynie na koszt prenumeraty, i pozostaje on niezmieniony.

Reasumując, wierzymy, że w bieżącym roku polska technika lotnicza uzyska nareszcie pismo, w pełni zadośćczyniące stawianym przez nią wymaganiom. Spodziewamy się, że wymaganiom tym sprostamy mimo ich szybkiego wzrostu, idącego w parze z coraz intensywniejszą pracą naszego przemysłu lotniczego.

Na zakończenie pragniemy specjalnie podkreślić, iż urzeczywistnienie wyżej nakreślonego programu stało się możliwe dzięki poparciu, udzielonemu nam ze strony naszego przemysłu lotniczego. Poparcie to wyraża się przede wszystkim w udzielonym nam przez Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych subsydium; znaczne zwiększenie się funduszów, uzyskane w bieżącym roku z tego tytułu, stanowi najpewniejszą gwarancję powodzenia przedstawionych wyżej zamierzeń.

REDAKCJA „TECHNIKI LOTNICZEJ"

KOMISJA WYDAWNICZA ZW. POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Metody regulacji zużycia paliwa w locie*)

Inż. Wacław Litwinowicz

Wstęp

Zużycie paliwa w locie ulega w zasadzie tym samym prawom, co i na ziemi, wiadomo jednak, że w miarę wznoszenia się ponad poziom morza w silniku następuje cały szereg zmian, mających wpływ nie tylko na moc, ale i na zużycie paliwa. Zmiany te są tym większe, im większą moc pobieramy z silnika. W związku z tym za niezbędne należy uznać kontrolowanie pobierania mocy i zużycia paliwa dla silników o dużych mocach, zwłaszcza wysokościowych; kontrola ta jest nieodzownym warunkiem dla racjonalnej eksploatacji sprzętu lotniczego.

Wzorem podstawowym na jednostkowe zużycie paliwa na poziomie morza jest tzw. wzór średniego zużycia indykowanego:

$$\psi = \frac{632}{H_u \cdot \eta_i};$$

Z tego wzoru w dużej mierze można się zorientować, jak ogromny wpływ na zużycie paliwa posiadają dwa czynniki: wartość opałowa H_u i sprawność indykowana η_i. Pierwsza z nich nigdy prawie nie ulega zmianie podczas lotu, druga natomiast bardzo często, wobec czego można śmiało powiedzieć, że zużycie paliwa w locie w silniku współczesnym niemal że wyłącznie zależy od zmian sprawności indykowanej.

Duży wpływ na zmianę η_i mają stopień sprężania i kąt zapłonu, wykorzystanie tych dwóch czynników jest jednak jeszcze w fazie prób. Pozostaje prócz tego skład mieszanki i moc pobierana z silnika: są to czynniki, którymi wyłącznie niemal regulujemy obecnie zużycie paliwa w locie.

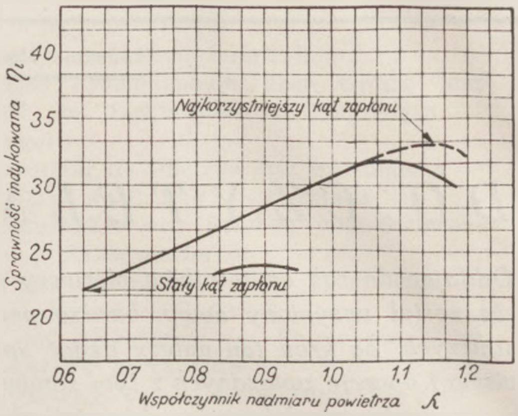
Regulowaniem zużycia paliwa przez dobieranie odpowiednich mocy w czasie przelotu zajmują się bardzo poważnie Amerykanie. Tym zagadnieniem nie będę się tu zajmował, poruszę je tylko o tyle, o ile będzie to niezbędne do omówienia regulacji zużycia paliwa w locie drogą dobierania najwłaściwszego składu mieszanki, który gwarantuje pewną pracę silnika.

Mieszanka paliwowa

Zagadnienie wpływu składu mieszanki na pracę silnika zajmowało już pierwszych konstruktorów silnika wybuchowego, zachowując swą aktualność do dzisiejszego dnia.

Badania w tym kierunku prowadzą liczni badacze o światowej sławie, jak: Ricardo, Bonnier, Bass, Taylor, Kennedy i inni. Również wszystkie niemal instytuty badawcze oraz niektóre linie komunikacyjne prowadzą w tym kierunku wytężoną pracę. Dla jednych ma to cel naukowy, dla drugich wiąże się z perspektywą dużych oszczędności.

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 5 listopada 1937 r.



Rys. 1. Zależność sprawności indykowanej dla pełnej mocy od współczynnika nadmiaru powietrza (wg. Ricardo).

Skład mieszanki paliwo-powietrze charakteryzujemy tzw. współczynnikiem bogactwa mieszanki; jest to stosunek powietrza teoretycznie potrzebnego do spalenia jednego kilograma paliwa do powietrza rzeczywiście doprowadzonego.

$$\alpha = \frac{G_t}{G_d};$$

Poniżej podaję przyjęty w praktyce podział mieszanek wraz z odpowiadającymi im orientacyjnymi wielkościami α:

Mieszanka	α
Bardzo bogata	1,4
Bogata	1,25
Normalna	1,18
Uboga	1,00
Bardzo uboga	0,90

Zakresy poszczególnych mieszanek zostały podane na tablicy I. Mieszanki bardzo bogate są stosowane tylko przy mocach dużych, startowych, bardzo ubogie zaś wyłącznie dla mocy podróżnych mniejszych od 65% mocy nominalnej. Maksymum mocy silników chłodzonych powietrzem jest osiągane przy $\alpha = 1,18$.

Aby potwierdzić duży wpływ jakości mieszanki na pracę silnika, omówię dwa klasyczne wykresy. Wykres rys. 1 wskazuje wyraźnie wpływ bogactwa na sprawność indykowaną. W miarę zubożenia, η_i wzrasta, zużycie więc jednostkowe maleje. Obecnie η_i może sięgać 39%, w praktyce jednak, biorąc pod uwagę, że nie korzystamy zawsze z całej mocy, nieznacznie przekracza 24%.

Z przedstawionego na rys. 2 bilansu cieplnego silnika, ujmującego niejako całokształt zjawisk zachodzących w silniku, wyraźnie wynika, że minimum strat będzie dla mieszanek ubogich.

Skoro jeszcze przypomnę spadek temperatury w silniku wskutek zubożania mieszanki, stanie się

Tablica 1.

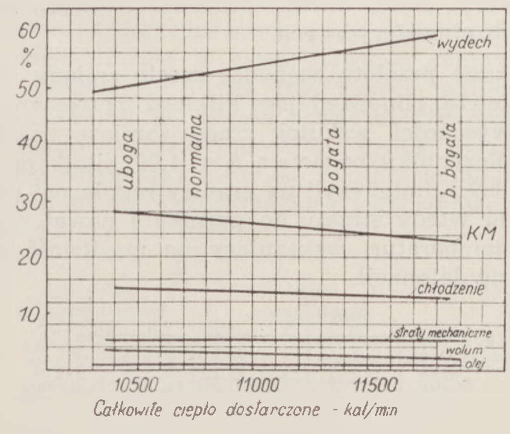
	B. uboga i uboga			Normalna			Bogata i b. bogata		
Współczynnik bogactwa — α	0,91	0.95	1,0	1,1	1,18	1,2	1,25	1,3	1,4
Kg powietrza do spalenia 1 kg paliwa — GD	16,0	15,5	14,7	13,4	12,5	12,25	11,8	11,3	10,5
Współczynnik nadmiaru powietrza — λ	1,15	1,05	1,0	0,91	0,85	0,83	0,80	0,77	0,71
Wskazania analizatora Cambridge — 1/GD	0,062	0,0645	0,068	0,075	0,08	0,081	0,085	0,088	0,095

▭ Regulacja, której odpowiada maksimum mocy dla silników chłodzonych powietrzem.

zrozumiałe dążenie do latania na mieszankach ubogich lub bardzo ubogich. Na przeszkodzie pełnemu urzeczywistnieniu tych dążeń stoi jednak jeszcze pewien konserwatyzm, no i trudności natury technicznej.

Skład mieszanki w silniku lotniczym jest w pierwszym rzędzie uwarunkowany konstrukcją silnika oraz poszczególnymi okresami jego pracy; w drugim rzędzie umiejętnością lub też nieświadomością tego, kto bezpośrednio z pracy silnika korzysta. My, technicy, regulujemy gaźnik świadomie o 10÷15% za bogato, mając ku temu dwa powody: dobrą pracę przy zmianach mocy i żądaną moc maksymalną. Wyczerpująco zresztą pisał o tym inż. Kamienobrodzki na łamach Technicznych Nowości Lotniczych[1]). Pilot, ów bezpośredni użytkownik, ma więc gaźnik wyregulowany niemal zawsze bogaciej, niż to jest potrzebne do unormowanej pracy silnika w czasie przelotu.

Nie będzie to przesadą, gdy tu zaznaczę, że dwaj piloci na tych samych samolotach i w tych samych warunkach atmosferycznych mogą wykonać przelot



Rys. 2. Bilans cieplny silnika przy różnych ilościach ciepła, doprowadzonego w paliwie.

z różnicą 25 do 30% zużycia paliwa. Z tego z pewnością 15% będzie można przypisać niewłaściwemu składowi mieszanki. Racjonalne jej wyregulowanie nasuwa pilotowi duże trudności, występujące na przykład przy zaliczających się do siły wyższej trudnych warunkach atmosferycznych, jednak najczęściej na przeszkodzie temu stoi zupełny brak najbardziej prymitywnych wiadomości.

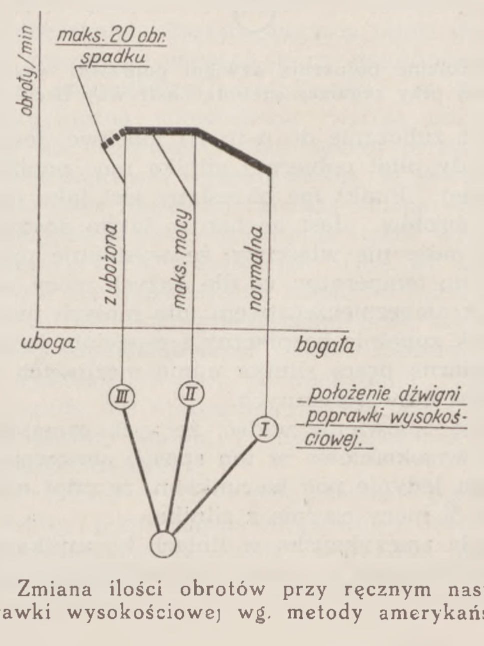
Poprawka wysokościowa

Regulatorem mieszanki podczas lotu we współczesnym silniku gaźnikowym jest poprawka wysokościowa. Przepisy techniczne wyraźnie określają zakres zubożania; wynosi on średnio 45%. Te duże granice umożliwiają pilotowi regulację mieszanki od bardzo ubogiej do bardzo bogatej na wszystkich wysokościach użytkowych.

Takie możliwości, dawane do rozporządzenia użytkownikowi, napełniają zawsze obawą ludzi, kierujących pracą pilotów w powietrzu; zwykle widzą oni jedynie wady ubogich, czy też zubożonych mieszanek — jak przegrzanie silnika, lub nieregularności w pracy. Tego rodzaju ustosunkowanie się do tych spraw stanowi jeszcze jeden dowód ograniczonych wiadomości użytkowników.

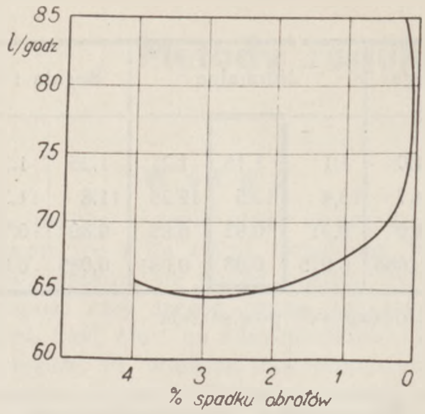
Obecne stosowanie poprawki wysokościowej przez pilotów przeważnie oparte jest na tzw. czuciu, które czasem jest bardzo dalekie od wyboru najlepszego położenia poprawki. Konsekwencją tego będą oczywiście duże straty. Racjonalne stosowanie poprawki wysokościowej przez pilota, możliwe jest tylko wtedy, gdy on sobie dobrze zdaje sprawę z mocy pobieranej z silnika i towarzyszących jej warunków.

Jednymi z pierwszych, którzy zwrócili uwagę na racjonalne stosowanie poprawki przez pilotów, byli Amerykanie. Przy opracowywaniu swych przepisów



Rys. 3. Zmiana ilości obrotów przy ręcznym nastawianiu poprawki wysokościowej wg. metody amerykańskiej.

1) Zużycie materiałów pędnych w silnikach lotniczych. Tech. Now. Lotn. Nr. 3 1936 r. str. 47—53.

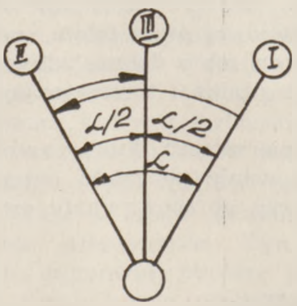


Rys. 4. Zależność całkowitego zużycia paliwa od spadku liczby obrotów (próby Hutchinsona i Finna na silniku Jupiter F VI).

przyjęli oni zasadę uzyskiwania maksymalnej mocy dla danych warunków pracy silnika.

Załączony wykres i szkic położeń dźwigni poprawki (rys. 3) charakteryzuje to najlepiej. Jak widać, przy stosowaniu metody amerykańskiej będziemy latać na mieszankach nie ubogich, ale tylko zubożonych. Nie jest to bynajmniej bezpieczne dla pracy silnika na dużych mocach, nie mniej jednak bardzo praktyczne w zastosowaniu do mocy przelotowej.

Metoda amerykańska nie pozwala na stosowanie poprawki wysokościowej, gdy pobieramy z silnika więcej, niż 75% mocy nominalnej. Dla mocy, wynoszących mniej, niż 75%, a więcej niż 65% nominalnej, należy zubożać tylko do p-tu II (rys. 3), czyli do tego miejsca, gdy silnik osiągnie maksymalne obroty dla danego otwarcia przepustnicy.

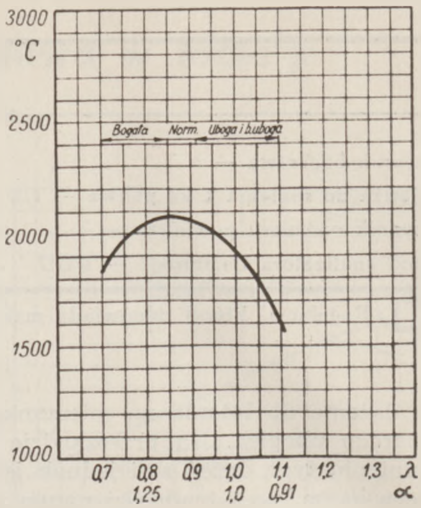


Rys. 5. Kolejne położenia dźwigni poprawki wysokościowej przy regulacji metodą „half way back".

Dalsze zubożanie do p-tu III możliwe jest tylko wtedy, gdy pilot pobiera z silnika moc poniżej 65% nominalnej. Punkt ten określany jest jako początek spadku obrotów. Jest on bardzo łatwo dostrzegalny i o tyle może nie właściwy, że występuje przy nim maksymum temperatur, co dla dużych mocy jest połączone z niebezpieczeństwem; dla małych mocy jest on jednak zupełnie bezpieczny i zapewnia jednocześnie regularną pracę silnika mimo możliwych wahań warunków atmosferycznych.

Z tego omówienia widać, że zysk osiągalny poprawką wysokościową w ten sposób stosowaną, możliwy jest jedynie pod warunkiem, że pilot orientuje się, jaki % mocy czerpie z silnika.

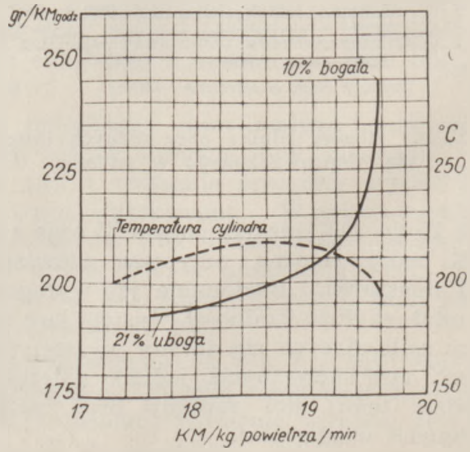
Metoda amerykańska w liniach komunikacyjnych daje średnio zysk w zużyciu paliwa, sięgający 12 do 15%.



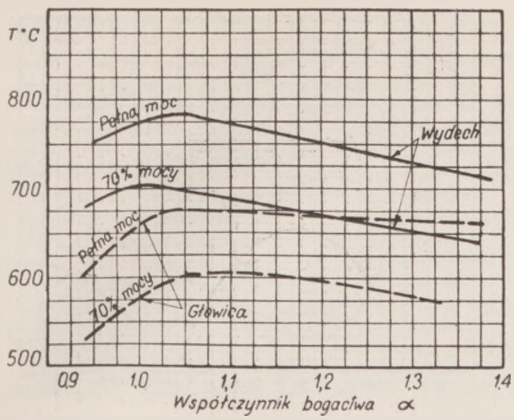
Rys. 6. Zależność temperatur uzyskanych w bombie od składu mieszanki paliwo-powietrze; γ = 0,23, odpowiadające średnim mocom (wg. książki „Awiacjonnyje Dwigatieli" fig. 54).

Drugą metodą, powszechnie u nas znaną jest tzw. metoda angielska, oparta na stosowaniu mieszanek ubogich i bardzo ubogich, tak aby nastąpił spadek temperatur w silniku. Metoda ta nosi nazwę tzw. „3% drop of R. P. M.", (3% spadek liczby obrotów), pilot bowiem dopóty zuboża mieszankę, dopóki obroty silnika nie spadną o 3%, następnie przepustnicą wyrównywa spadek obrotów; posługiwanie się tą metodą przy wszystkich mocach pobieranych z silnika przeważnie pozbawione jest praktycznej stosowalności. Silnik przy tej metodzie jest zasilany mieszanką o współczynniku bogactwa α = 1.00, co dla mocy większych niż 65% nominalnych może łatwo spowodować nieregularną pracę silnika, przy nieznacznych nawet zmianach atmosferycznych.

W czasie przelotu zachodzą często zmiany gęstości powietrza, odpowiadające kilkuset metrowym różnicom wysokości, wskutek czego zamiast pracować na współczynniku bogactwa α = 1.00, silnik pracuje na α = 0.9 i mniej czyli na granicy regularnej pracy; następują wtedy strzały do gaźnika i nawet czasem wzrost temperatur, wskazujący na możliwość pojawienia się detonacji.



Rys. 7. Zależność całkowitego zużycia paliwa i temperatury cylindra od stopnia wyzyskania zassanego powietrza.



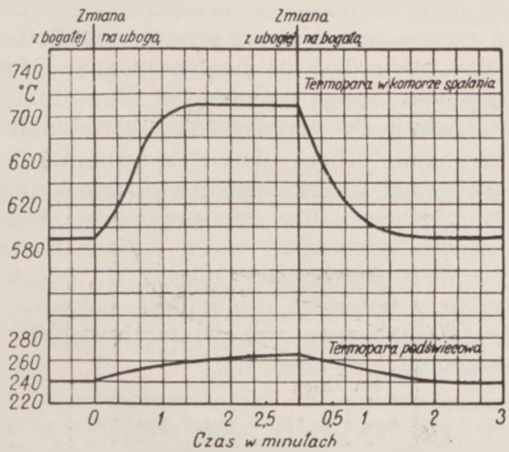
Rys. 8. Zależność temperatur spalin i głowicv od spółczynnika bogactw (wg. pracy E. L. Bassa „Fuels for Aircraft Engines", Journal of the R.A.S. 1935).

Anglicy swoją metodę opracowali w roku 1933 dla silnika Jupiter VI. Załączony wykres (rys. 4) doskonale ją ilustruje. Z niego łatwo odczytać, że dla 3% spadku obrotów zysk na zużyciu paliwa sięga 27%.

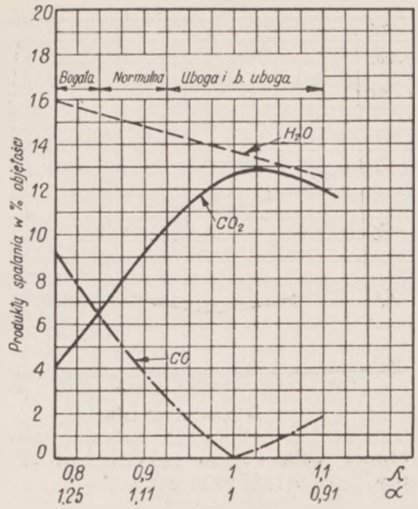
Wprowadzenie tej metody u nas do silników o wyższym stopniu sprężania bez specjalnych ograniczeń miało miejsce po raz pierwszy w r. 1935 w P. L. L. Lot. Ścisłe jej przestrzeganie przy mocach przelotowych 65 do 70% nominalnych spowodowało przepalenie się zaworów w dwóch górnych cylindrach łącznie z jedną głowicą po 267 godz. pracy w powietrzu. Stosowanie więc dalsze tej metody uniemożliwiało racjonalną eksploatację silnika.

W następstwie została opracowana metoda pośrednia tzw. „half way back", przy ścisłym przestrzeganiu nieprzekraczania 65% mocy nominalnej pobieranej z silnika.

Metoda ta (rys. 5) polegająca na cofnięciu dźwigni poprawki wysokościowej o pół drogi wstecz od punktu zaobserwowanego przez pilota, gdy nastąpił spadek obrotów w czasie dawania poprawki pozwala zaoszczędzić 10 do 15% zużycia paliwa, oraz osiągnąć 450 do 500 godzin pracy między remontami przy średnim zużyciu 230 do 235 gr/KM/godz.; zużyciu temu odpowiada 1 litr na km dla samolotu Douglas (poprzednią metodą zużycie jednostkowe sięgało 205 do 210 gr/KM/godz.).



Rys. 9. Zmiany wskazań termopar: w komorze spalania i podświecowej, towarzyszące zmianom regulacji składu mieszanki (źródło, jak rys. 8).



Rys. 10. Zależność składu spalin od składu mieszanki paliwo-powietrze.

Zalecane dla silników P.L.L.Lot. postępowanie bynajmniej nie jest najlepsze, nie mniej jednak zupełnie bezpieczne i zadawalające dla mocy mniejszych lub równych 65% nominalnych.

Firma Bristol po licznych próbach bynajmniej nie odstąpiła od zalecania stosowania metody 3% spadku obrotów z tą jednak różnicą, że ściśle ograniczyła procent mocy, przy którym może ona być stosowana.

Reasumując omówienie tych dwóch metod, chciałbym tu jeszcze raz podkreślić, że poprawkę wysokościową należy stosować podczas każdego lotu unormowanego, przy czym zakres jej działania powinien być uwarunkowany przede wszystkim mocą pobieraną z silnika. Stosowanie mieszanek ubogich i bardzo ubogich przy ręcznej regulacji zawsze nastręczy użytkownikom dużo trudności, a nawet kłopotów.

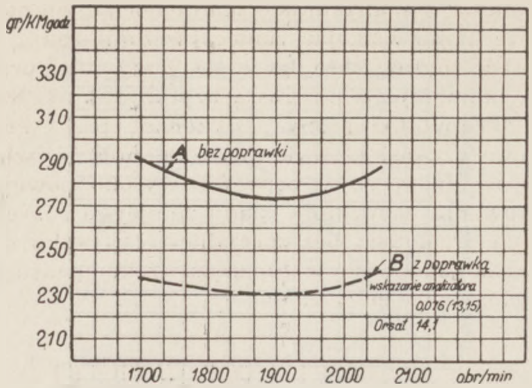
Przyrządy, kontrolujące stosowanie poprawki wysokościowej

a) Wskaźnik temperatury.

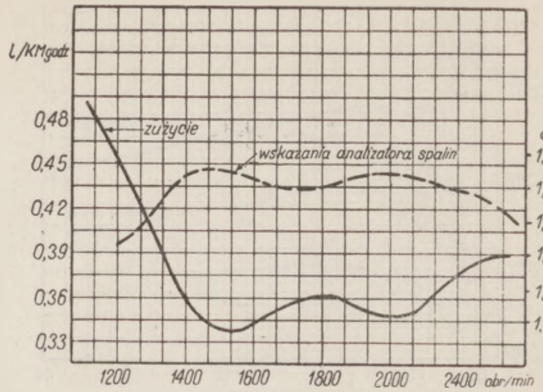
Już nieraz w literaturze technicznej napotykano wzmianki o wzroście temperatur w związku z zubożaniem mieszanki. Zresztą wszyscy piloci doskonale wiedzą i nie raz na własnej skórze tego doświadczyli. Nie ulega najmniejszej wątpliwości, że zubożając mieszankę można spowodować wzrost temperatur, uważany do niedawna za największą przeszkodę w stosowaniu poprawki wysokościowej. W pewnej mierze miano rację, najlepiej zresztą można będzie to scharakteryzować przez omówienie trzech wykresów.

Pierwszy z nich, teoretyczny, (rys. 6) wskazuje, jaki wpływ ma współczynnik bogactwa mieszanki na spalanie w butli kalorymetrycznej przy zachowaniu warunków, odpowiadających mocom średnim. Z wykresu wyraźnie widać, że maksimum temperatur występuje dla mieszanek normalnych ($\alpha = 1{,}1$), i że temperatury maleją w miarę zubożania, czy też wzbogacania mieszanki.

Drugi wykres (rys. 7) przedstawia wpływ mocy maksymalnej i podróżnej na temperatury. Jest on bardzo charakterystyczny, gdyż wyraźnie podkreśla istniejące zależności oraz potwierdza fakt znikomego



Rys. 11. Zależność jednostkowego zużycia paliwa od liczby obrotów przy użyciu poprawki i bez (P.L.L. „Lot" 19.X.1936 r.).



Rys. 13. Jednostkowe zużycia paliwa przy różnych liczbach obrotów i odpowiadające im wskazania analizatora spalin Cambridge.

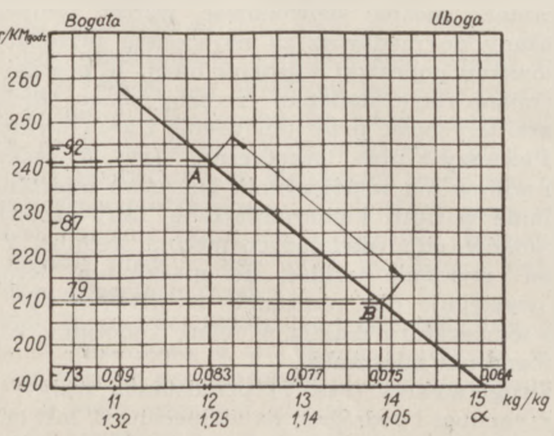
wpływu zmiany temperatury przy zubożaniu mieszanki, stosowanym na małych mocach.

Trzeci wykres (rys. 8), oparty na silnikach angielskich, wskazuje, jakim wahaniom ulegają temperatury głowic wskutek zubożania.

Wymienione względy jak również obawa przed detonacjami, występującymi n.p. w razie użycia niewłaściwego paliwa, spowodowały zastosowanie wskaźników temperatur głowic jako stałe wyposażenie. Jak dalece przyrząd ten jest niedokładny, można najlepiej przekonać się z wykresu rys 9; widać na nim wyraźnie, że wzrostowi temperatury na wskaźniku termopary podświecowej o 10 °C towarzyszy wzrost temperatury na termoparze, umieszczonej w komorze spalania, o 100 °C w czasie niemal że dwa razy krótszym.

Amerykanie liczą się z tą okolicznością w swych przepisach, gdzie zaznaczono, że wzrost temperatur mierzony na termoparze podświecowej, spowodowany zubożaniem mieszanki, nie może przekroczyć 10°C.

Z własnego doświadczenia zdaję sobie sprawę z tego, że trudność dokładnego odczytania na wskaźniku tak małych różnic, połączona z możliwością błędnych wskazań mogą doprowadzić do tego, że pilot zmusza silnik do pracy w takich temperaturach, jakby pobierał znacznie większą moc. Bezwzględne więc ufanie wskaźnikom temperatur nie jest słuszne, w związku z czym przyrząd ten coraz bardziej traci rację bytu, ustępując miejsca innym. Nie mniej jednak wskaźniki temperatur głowic są nadal aktualne jako wskaźniki do wykrywania detonacji, podczas wznoszenia i startu w szczególności.



Rys. 12. Zależność jednostkowego zużycia paliwa od składu mieszanki paliwo-powietrze (P.L.L. „Lot" 1936 r.).

b) Analizatory spalin.

Następnym przyrządem, kontrolującym prawidłowość ręcznego stosowania poprawki wysokościowej, jest analizator spalin. Przyrząd ten, wynaleziony w Anglii, szersze zastosowanie znalazł w Ameryce i dopiero wtedy wrócił do Europy jako normalne wyposażenie samolotów. Powołując się na artykuł ogłoszony w Technicznych Nowościach Lotniczych o analizatorach spalin Cambridge'a,[1]) chciałbym tu podkreślić, że przyrząd ten daje najlepsze wskazania dla mieszanek normalnych, na co również wskazuje załączony wykres (rys. 10).

Krzywa CO_2 przebiega najkorzystniej dla mieszanek, którym odpowiada $\alpha = 1{,}1$. Dla mieszanek uboższych osiąga ona maksimum, dla bogatych we wskazaniach przyrządu zachodzą zawsze odchylenia ze względu na zawartość w spalinach H_2.

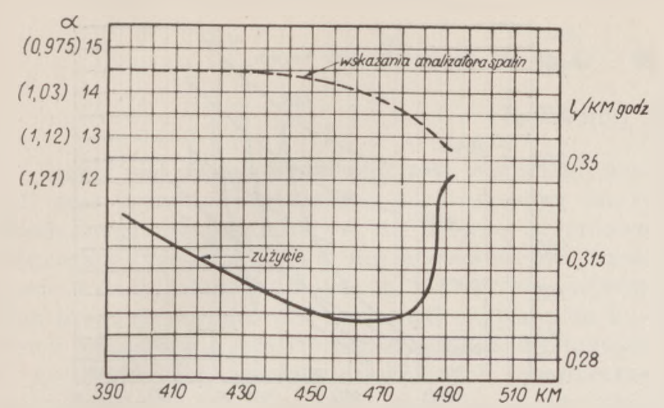
Mimo swych wad przyrząd ten uzyskuje coraz większe uznanie, i dziś na rynku posiadamy dwie odmiany: angielską, pracującą w suchej atmosferze i amerykańską w wilgotnej.[2]) Podobno według badań angielskich, amerykańskie analizatory mają przy ziemi mały błąd, za to duży na wysokości, angielskie natomiast zachowują się wręcz przeciwnie. Ja osobiście różnic tych stwierdzić nie mogłem, podane informacje zaś uzyskałem drogą rozmów z p. Bass'em i Thomsonem z Asiatic Petroleum Company w Londynie.

Amerykanie, chcąc ułatwić kontrolowanie stosowania poprawki wysokościowej za pomocą analizatora spalin, wprowadzili w tym przyrządzie dodatkową skalę ciśnień ładowania, która posiada wzrastające liczby w kierunku bogatej mieszanki, tak że pilot, stosując przy wysokich ciśnieniach ładowania zbyt ubogą mieszankę, ma wzrokową możliwość stwierdzenia niezgodności z przepisami.

---

1) G. D. Boerlage i L. A. Peletier „Kontrola składu mieszanki paliwo-powietrze przy pomocy analizatorów spalin", Techn. Now. Lotn. Nr. 11, 1936 r., str. 243—248.

2) Ściśle biorąc, uwaga ta dotyczy atmosfery „wzorcowej", którą jest otoczone jedno z odgałęzień mostku Wheatstone'a, będącego zasadniczą częścią przyrządu (przyp. red.).



Rys. 14. Jednostkowe zużycia paliwa przy różnych mocach i odpowiadające im wskazania analizatora spalin Cambridge.

Aby ten przyrząd bardziej wyczerpująco scharakteryzować, omówię z kolei cztery wykresy, bądź wykonane w P.L.L.Lot, bądź też w innych wytwórniach. Pierwszy z nich (rys. 11) został uzyskany za pomocą zubożania mieszanki w/g wskazań analizatora amerykańskiego; dla różnych obrotów nastawiano te same wskazania, tak jednak, by temperatury mierzone pod świecami, nie wzrastały. Przy zubożeniu, wynoszącym około 20%, wskazania analizatora określały mieszankę o współczynniku bogactwa α = 1,12, zaś z pomiarów aparatem Orsat'a otrzymano α = 1,06, a więc różnica wynosi ca 7%.

Drugi wykres (rys. 12) został wykonany przy tym samym otwarciu przepustnicy i różnych położeniach poprawki wysokościowej, przy n = 1900 obr./min. Widać z niego, że sam zakres mieszanki normalnej zawarty jest w granicach 12 litrów paliwa na 1 godzinę pracy silnika, czyli 15%. Są to granice rzeczywiste, określające stratę wszystkich przelotów, gdy się z poprawki wysokościowej nie korzystało właściwie.

Na wykresie następnym, (rys. 13) wykonanym za pomocą angielskiego analizatora spalin, widoczne są krzywe zużycia paliwa w zależności od poszczególnych okresów pracy silnika. Jako sprawdzenie wskazań tego przyrządu zastosowano pomiar ilości powietrza doprowadzonego. Różnice między wskazaniami analizatora wynosiły nie 7%, jak uprzednio, lecz 13 do 15%, co zresztą uzasadnia poprzednio przytoczoną opinię Anglików.

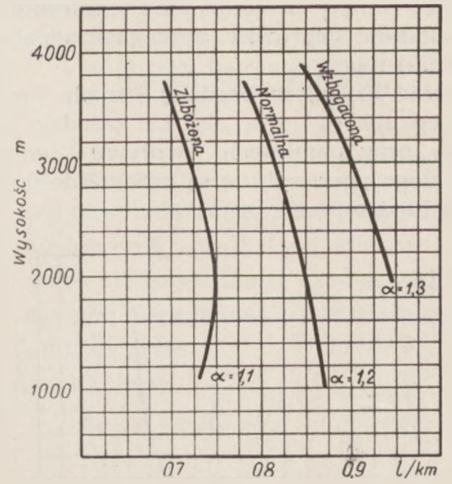
Wykres 4-ty, (rys. 14) wskazuje zużycie paliwa przy stosowaniu poprawki wysokościowej do 3% spadku obrotów; na wykresie tym widoczny jest duży błąd wskazań przyrządu.

Spostrzeżenia otrzymane podczas lotów, przedstawiały się następująco:

podczas startu (wzbogacona mieszanka)	α =	1,41
„ normalnego wznoszenia	α =	1,25
„ przelotu przy stos. 3% spadku obr.	α =	1.

Moje własne obserwacje, dokonane na samolocie Lockheed z silnikami Wasp. Jr. SB. wykazały w chwili startu α = 1,05. Normalnemu wznoszeniu ponad 500 m odpowiadało α = 1,2. Obserwacja ta wskazywałaby, że start odbywał się na mieszance zbyt ubogiej.

Kończąc o analizatorach spalin, chciałbym nadmienić, że mimo wad, jak zanieczyszczanie sadzą, błędy wskazań, zbytnie skraplanie się wody it.p., przyrząd ten bynajmniej nie odstrasza użytkowników. Najbardziej skrupulatne próby, wykonane przez niektóre linie amerykańskie, wykazały, że pilot wyszkolony w stosowaniu ręcznym poprawki wysokościowej, przy zastosowaniu analizatora spalin zmniejsza zużycie paliwa na przelotach bez specjalnego wysiłku o 7 do 12%. Tak duży zysk w zupełności rekompensuje wady i błędy tego przyrządu.



Rys. 15. Zużycie paliwa w l/km przy różnych wysokościach lotu i różnych regulacjach składu mieszanki paliwo-powietrze (Air France, samolot Potez 62).

c) Przepływomierze. (Flowmetry).

W celu unormowania zużycia paliwa podczas długich przelotów, zaczęto w ostatnich czasach wykonywać wykresy zużyć dla różnych warunków pracy. Wykresy te mają za zadanie pomóc pilotom w najbardziej ekonomicznym wykonaniu przelotu. Do budowy tych wykresów i do ich sprawdzenia stosuje się powszechnie przepływomierze, którymi do pewnego stopnia można też i sprawdzać, czy była stosowana właściwie poprawka wysokościowa.

Pionierami w tej dziedzinie w Europie byli Francuzi i Holendrzy. Kolejne omówienie trzech wykresów wskaże na doniosłe znaczenie przepływomierza pokładowego.

Pierwszy z nich, (rys. 15) wykonany przez p. Bonnier na dużej maszynie Potez 62 z silnikami Gnome-Rhône 14, wskazuje, że różnica zużycia paliwa w samym tylko zakresie mieszanek normalnych sięga 22%.

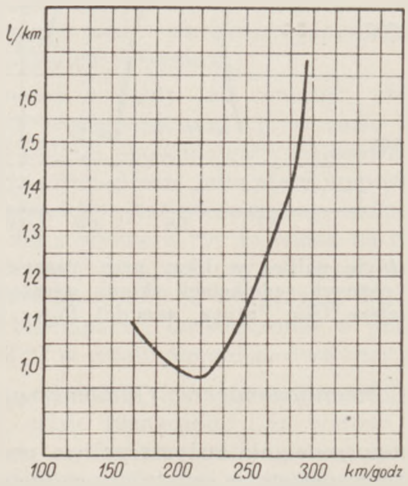
Wykres II-gi (rys. 16), stanowi jeden z całej serii wykresów, wykonanych przez K.L.M. podczas przygotowań do przelotu przez Atlantyk na Douglasie D.C.2. w r. 1934. Wykresy takie, wykonane dla różnych wysokości, pozwoliły wykonać przelot z zapasem 500 litrów, który nie został zupełnie naruszony.

Wykres III-ci, (rys. 17) wykonany dla samolotu Douglas D.C.3 w celu znalezienia najlepszego zużycia paliwa przy najbardziej ekonomicznej prędkości, aż nadto charakteryzuje doniosłe znaczenie flowmetru pokładowego, nawet przy wykonywaniu zwykłych przelotów o większym zasięgu.

d) Samoczynne poprawki wysokościowe.

Żaden z omawianych przyrządów, kontrolujących dokładne ustawienie poprawki wysokościowej, nie jest na tyle dobry, aby mógł stale zapewnić ten sam skład mieszanki mimo zmian gęstości powietrza na trasie przelotu; zmiany te sprawiają, że zwykle już po 15 minutach lotu poprzednie ustawienie może być nieaktualne. Stąd też istnieje stałe dążenie wszystkich konstruktorów gaźników do zbudowania samoczynnej poprawki wysokościowej. Zadanie to jest jednak bardzo złożone i do dziś dnia dobrze jeszcze nie rozwiązane; konstruktorzy bowiem muszą uwzględnić nie tylko zmiany ciśnienia, ale i temperatury, a poza tym wielkość poprawki sprzęgnąć z pobieraniem odpowiedniej mocy.

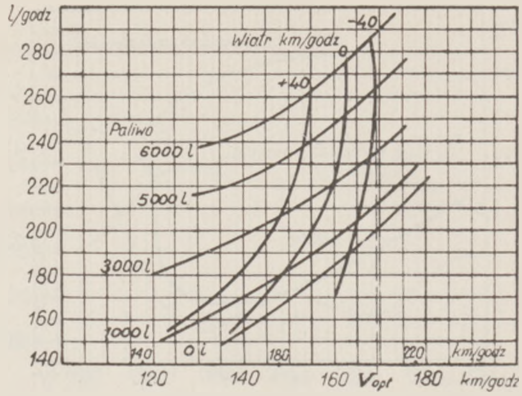
Wszystkie dzisiejsze bardziej znane konstrukcje z tej dziedziny opierają się na zasadzie działania membrany przy pominięciu wpływu temperatury, wskutek czego przyrządy te są na ogół delikatne i nie eliminują błędów.



Rys. 16. Zużycie paliwa w l/km przy różnych szybkościach lotu; liczba obrotów 1800 obr/min., wysokość 1000 m. (K.L.M. 1937 r., samolot Douglas DC3).

W Ameryce najbardziej znanym gaźnikiem, zaopatrzonym w samoczynny regulator mocy, (przez dławienie powietrza) i samoczynną regulację poprawki jest gaźnik Stromberg. W Europie zjawia się cały szereg gaźników, między nimi Claudel Hobson z kilkoma stopniami regulacji mocy i membrankową regulacją poprawki wysokościowej, szerszego jednak zastosowania nie miał czasu jeszcze się doczekać. Brak styczności z tymi konstrukcjami w charakterze użytkownika nie pozwala mi nic więcej o nich powiedzieć, niż jest w literaturze.

Na podstawie obserwacji odnoszę mimo wszystko wrażenie, że czy wcześniej, czy później, o ile silniki lotnicze zachowają gaźnik, pilot nie będzie potrzebował zajmować się stosowaniem poprawki, gdyż będą do tego celu automaty. Tylko pod takim bowiem warunkiem będzie można podczas wielkich przelotów w dużej mierze korzystać z mieszanek bardzo ubogich, zaoszczędzając miliony złotych na zużyciu paliwa. Jeżeli zaś tego zagadnienia nie uda się konstruktorom gaźników rozwiązać, to będzie to poniekąd początkiem zupełnego wyeliminowania gaźników. Jak poważne sumy wchodzą w grę najlepiej zilustruje następujący przykład:



Rys. 17. Zużycie paliwa w l/godz. przy różnych szybkościach lotu, szybkościach wiatru i wielkościach zapasu paliwa; wysokość 3500 m, odpowiadająca gęstości 0,7 (K.L. 1934 r. inż. Meijer, samolot Douglas DC2).

Douglas D.C.2 z silnikiem Pegasus VI na jeden przelot do Palestyny zużywa średnio 3.000 litrów paliwa, co stanowi jeden litr na km. Przy wadliwym posługiwaniu się poprawką zużycie to wyniesie 3.450 litrów. Stosując przyrządy sprawdzające dobre ustawienie poprawki — 2.700 litrów. Stosując samoczynną poprawkę wraz z samoczynym regulatorem mocy — 2.400 litrów.

Przy założeniu, że P.L.L. Lot robi takich 210 przelotów rocznie, wahania zużycia paliwa tylko na tej trasie będą sięgały średnio 126.000 litrów, czyli licząc cenę 1 litra paliwa ca 75 gr, dojdziemy do sumy 100.000 zł.

Kończąc, pragnę zaznaczyć, że oszczędne dysponowanie materiałami pędnymi w locie leży nie tylko w interesie linii komunikacyjnych, lecz, w mniejszej może mierze, odnosi się też i do wojska. Przy założeniu, że 50% lotów w wojsku jest unormowanych, t.zn. przelotów czy zadań opartych na przelotach, zysk nawet 10—15% byłby nie do pogardzenia, nie mówiąc już o 30%. Praca w tym kierunku jest tymbardziej celowa, że piloci, oszczędzając paliwo, muszą się lepiej zapoznać z pracą silnika i lepiej sobie zdawać sprawę z konieczności pobierania tej czy innej mocy; zresztą zagadnienia te ściśle się wiążą z zasięgiem. Doskonale też o tym wiedzą nasi sąsiedzi. Bez dobrego przygotowania technicznego personelu latającego nie będziemy mogli nigdy wykorzystać należycie posiadanego sprzętu.

Methods of Controlling Fuel Consumption in Flight

Summary

The use of lean mixtures in flight is a definite advantage as regards fuel consumption but entails great difficulties chiefly valve burning. These can be obviated only by a very careful setting of the mixture control, taking into consideration engine power, the reduction of which enables leaner mixtures to be used. The author describes two methods of manual mixture control: the American and the English (3 per cent drop of R.P.M.). The correctness of the mixture setting can be controlled by means of the cylinder head thermocouples or exhaust gas analyser, but neither method is quite satisfactory although the latter is a great improvement over those previously applied. The best solution is the automatic mixture control introduced lately. The author concludes that the controlling of fuel consumption in flight should be aimed at by all aircraft users, civil and military.

Drewno w lotnictwie

Technolog Stefan Kozanecki

Biorąc pod uwagę wielki postęp w technologii metali oraz wysokie wymagania konstruktorów lotniczych, możnaby przypuszczać, że drewno, stopniowo wypierane przez metale wkrótce przestanie być stosowane w konstrukcjach lotniczych. Tymczasem wbrew tym przewidywaniom jest ono nadal używane do budowy samolotów o różnym przeznaczeniu, występując w konstrukcjach czysto - drewnianych lub mieszanych (np. kadłub — metalowy, skrzydła — drewniane). Powodem tego jest m. in. dążenie do uzyskania jak najtańszej konstrukcji, dające się urzeczywistnić przez stosowanie do budowy samolotów drewna jako materiału taniego. łatwego w obróbce i wygodnego w eksploatacji.

Drewno, jako materiał lotniczy, pod względem wytrzymałościowym jest wartościowym materiałem, o czym przekonamy się poniżej.

W wyborze materiałów lotniczych wskaźnikiem dobroci jest stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego danego materiału. Stosunek ten nazywa się wartością właściwą i oznacza wzorem:

$$W = \frac{R}{D} \text{ w km.}$$

gdzie

R — danego rodzaju wytrzymałość materiału w kg/mm².

D — ciężar właściwy materiału w kg/dcm³.

Im wartość właściwa jest wyższa, tym korzystniejszy jest materiał do konstrukcji lotniczej. Jakie właściwości posiada pod tym względem drewno, wynika z porównania wartości właściwych niektórych materiałów lotniczych, podanych w poniższym zestawieniu. (tablica 1).

Dla łatwiejszego zorientowania się podane w tabelce wartości właściwe są przedstawione wykreślnie, na rys. 1, 2 i 3.

Z wykresów tych wynika, że drewno przy rozciąganiu i zginaniu wysuwa się na pierwsze miejsca, przy ściskaniu zaś ustępuje miejsca metalom.

A jak się przedstawia drewno w stosunku do metali przy obciążeniu wyboczającym? W odpowiedzi na to pytanie rozważmy wyboczenie dwóch prętów o jednakowej długości, jednego drewnianego, drugiego zaś metalowego.

Według wzoru Euler'a będziemy mieć:

$$P_c = \frac{\pi^2 E_d \, I_d}{l^2} = \frac{\pi^2 E_m \, I_m}{l^2}$$

gdzie

P_c — siła wyboczenia

E_d — współczynnik sprężystości drewna

E_m — spółczynnik sprężystości metalu

I_d — moment bezwładności drewnianego pręta

I_m — moment bezwładności metalowego pręta

l — długość pręta.

Stąd wynika, że:

$$E_d \, I_d = E_m \, I_m$$

czyli

$$\frac{I_d}{I_m} = \frac{E_m}{E_d} = \frac{V_d^2}{V_m^2}$$

gdzie V_d i V_m odpowiednie objętości prętów.

W dalszym ciągu możemy napisać:

$$\frac{Q_d}{Q_m} = \frac{V_d \cdot D_d}{V_m \cdot D_m} = \sqrt{\frac{E_m}{E_d}} \cdot \frac{D_d}{D_m}$$

gdzie

Q_d — ciężar drewnianego pręta

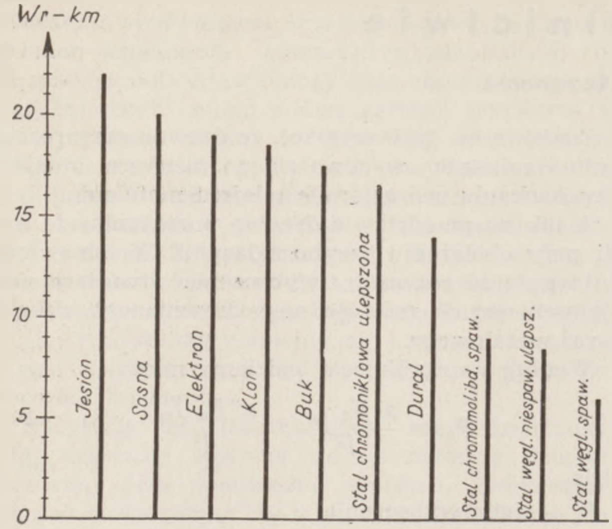
Q_m — ciężar metalowego pręta

D_d — ciężar właściwy drewna

D_m — ciężar właściwy metalu

Tablica 1

RODZAJ MATERIAŁU	Ciężar właściwy	Rozciąganie		Ściskanie		Zginanie	
		Wytrzymałość	Wartość właściwa	Wytrzymałość	Wartość właściwa	Wytrzymałość	Wartość właściwa
	D—kg/dcm³	R_r—kg/mm²	W_r—km	R_c—kg/mm²	W_c—km	R_g—kg/mm²	W_g—km
sosna	0 500	10,00	20,0	4,40	9,0	10,00	20,0
jesion	0,680	15,00	22,0	4,70	7,0	13,00	19,0
klon	0,600	11,00	18,5	5,20	9,0	11,00	18,5
buk	0,750	12,00	17,5	5,80	8,0	10,00	13,5
dural	2,85	40,00	14,0	40,00	14,0	40,00	14,0
elektron	1,80	34,00	19,0	34,00	19,0	34,00	19,0
stal chromomolibdenowa spawalna	7,85	70,00	9,0	70,00	9,0	70,00	9,0
stal chromoniklowa ulepszona	7,85	130,00	16,5	130,00	16,5	130,00	16,5
stal węglista spawalna	7,85	45,00	6,0	45,00	6,0	45,00	6,0
stal węglista ulepszona	7,85	65,00	8,5	65,00	8,5	65,00	8,5



Rys. 1. Wartość właściwa na rozciąganie.

Podstawiając do tego wzoru wartości na:

$E_m = 2200000$ kg/cm², $E_d = 110000$ kg/cm², $D_d = 0{,}7$ kg/dcm³ i $D_m = 7{,}8$ kg/dcm³,

otrzymamy:

$$\frac{Q_d}{Q_m} = \sqrt{\frac{2200000}{110000}} \cdot \frac{0{,}7}{7{,}8} = \sqrt{20} \cdot 0{,}09 = 0{,}4$$

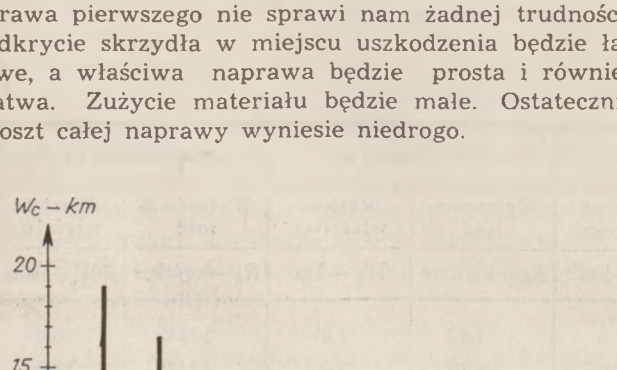
czyli:

$$Q_m \cong 2\,Q_d$$

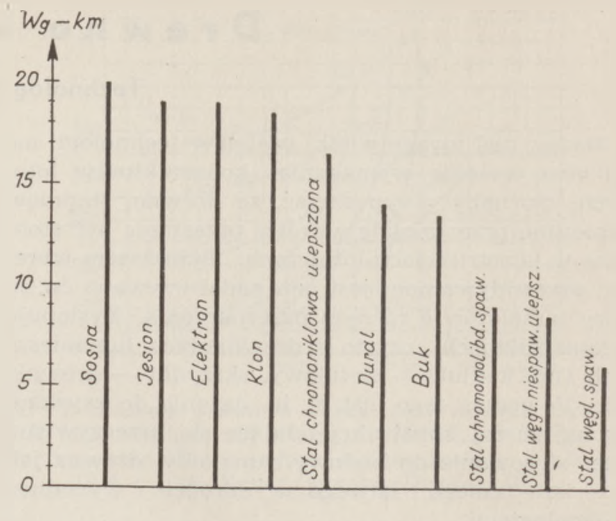
co oznacza, że metale na wyboczenie są około dwa razy cięższe od drewna.

Powyższe dane wykazują, że pod względem wytrzymałościowym drewno jest w porównaniu z metalami wcale dobrym lotniczym materiałem i niekiedy nawet może być korzystniejsze od metali. Dla podkreślenia tego rozważmy następujący przykład:

Przyjmijmy, że mamy do naprawy dwa uszkodzone skrzydła: jedno drewniane, drugie metalowe. Naprawa pierwszego nie sprawi nam żadnej trudności: odkrycie skrzydła w miejscu uszkodzenia będzie łatwe, a właściwa naprawa będzie prosta i również łatwa. Zużycie materiału będzie małe. Ostatecznie koszt całej naprawy wyniesie niedrogo.



Rys. 2. Wartość właściwa na ściskanie.



Rys. 3. Wartość właściwa na zginanie.

W przeciwieństwie do tego naprawa metalowego skrzydła napotka na wielkie trudności: odkrycie skrzydła w miejscu uszkodzenia ze względu na odejmowanie nitowanych części będzie kłopotliwe, a właściwa naprawa będzie trudna i kosztowna. Ostateczny koszt naprawy wyniesie znacznie więcej od kosztu naprawy drewnianej konstrukcji. Ponadto należy dodać, że ze względu na dużą ilość pogiętych części naprawa taka nie zawsze będzie możliwa i nie zawsze będzie się opłacała.

Widzimy więc, że i w tym wypadku drewno przewyższa metale.

Z wytrzymałości materiałów wiemy, że wszelkiego rodzaju dynamiczne obciążenia mają wielki wpływ na trwałość materiałów, o ile przekroczą dopuszczalną granicę. Wtedy materiał zaczyna się męczyć i po upływie pewnego czasu pęka. Na samolocie obciążenia takie występują przede wszystkim w postaci drgań, których głównym źródłem są silniki i częściowo wpływy aerodynamiczne. I tu również drewno wykazuje swoje zalety, gdyż mając niskie współczynniki sprężystości, w znacznym stopniu tłumi drgania.

Dla potwierdzenia tego, wystarczy porównać dwa samoloty dwusilnikowe, z których jeden będzie drewnianej konstrukcji, drugi zaś — metalowej. Po uruchomieniu silników stwierdzimy, że drgania w kabinie metalowego samolotu będą znacznie silniejsze i wyraźniejsze, aniżeli drgania w kabinie samolotu drewnianego, które będą w znacznym stopniu zmniejszone. Wynika z tego, że warunki pracy poszczególnych części będą korzystniejsze na drewnianym samolocie, a mniej korzystne na metalowym.

Drewno, podobnie jak i metale, posiada tak zalety jak i wady, niektóre jednakże z pośród powszechnie uznanych wad są niesłusznie uznane za istotne.

Bardzo często z powodu braku dostatecznej znajomości własności technicznych oraz niestosowania właściwej obróbki technologicznej drewna wynikają w konstrukcjach różne niespodzianki, o których mówi się, że powstają z winy drewna. Dlatego też tylko tylko gruntowne poznanie własności drewna przez konstruktorów może uchronić ich od wielu nieoczekiwanych trudności i wzbudzić większe zaufanie do konstrukcji drewnianej.

Na zakończenie warto wspomnieć jeszcze o zasobach krajowych drewna. Nie będą one budzić żadnych obaw na przyszłość, o ile dotychczasowa gospodarka drzewna ulegnie pewnym zmianom organizacyjnym. Zmiany te powinny polegać na stworzeniu możliwie dogodnych warunków wyławiania materiału lotniczego.

Że ilość drewna w kraju jest dla przemysłu lotniczego wystarczająca, przekonamy się z następujących danych: Roczna produkcja masy drewna wynosi około 20 milionów m^3, z czego połowa stanowi drewno użytkowe. Roczne zużycie drewna w kraju wynosi około 8 milionów m^3. Przyjmijmy, że połowę tej ilości stanowi drewno użytkowe, a wówczas roczne zużycie drewna użytkowego w kraju wypadnie około 4 milionów m^3.

Z praktyki wynika, że przeciętna stolarka daje około 10% materiału lotniczego. Przyjmując mimo to tylko 5% materiału od rocznego zużycia użytkowego drewna, otrzymamy do rozporządzenia około 200000 m^3 materiału lotniczego rocznie. Możliwość pokrycia potrzeb lotnictwa tą ilością nie budzi żadnych wątpliwości.

Wood in Aircraft Construction

Summary

The author considers the strength of wood and other aircraft materials in traction, compression and bending and compares them on the basis of their „specific value" i. e. strength divided by specific gravity. The qualities of wood in this respect as can be seen from diagrams are very favourable especially as regards bending. Wooden constructions are superior to metal ones also other respects as facility of repairs, resistance to vibration etc. Poland disposes of sufficient quantities of wood for the aircraft industry.

Niebezpieczne temperatury dla silnika lotniczego*)

Inż. K. Kamienobrodzki i Inż. W. Czarnocki

Temperatury, mierzone na zewnętrznych powierzchniach niektórych części silników lotniczych, służą za podstawę do określenia warunków eksploatacji silnika na płatowcu. Praca silnika w temperaturach zarówno zbyt niskich, jak i za wysokich, jest niepożądana i może doprowadzić do uszkodzenia lub zniszczenia silnika.

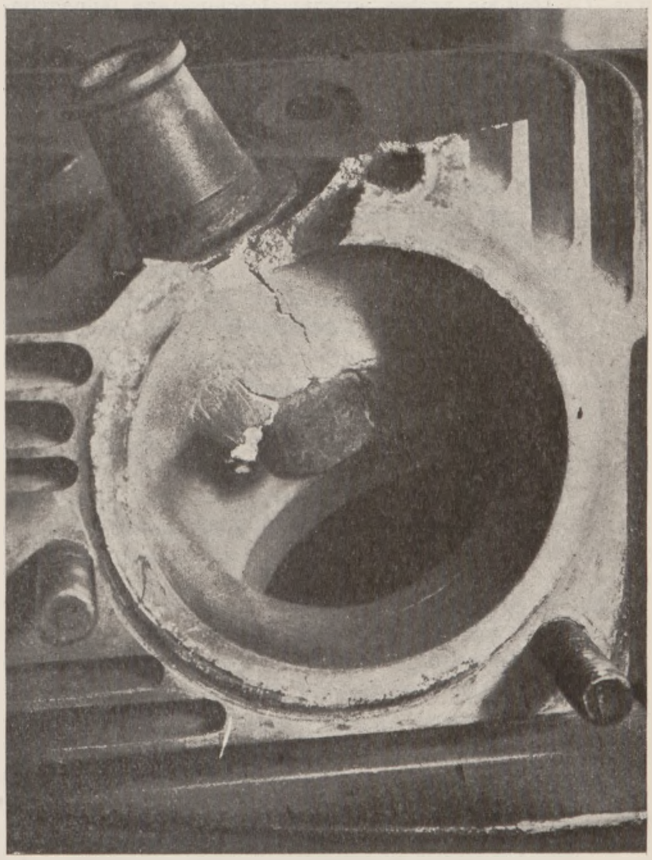
Bardzo rzadko spotykamy się z określeniem najniższej dopuszczalnej temperatury, poniżej której w określonych warunkach rozwijanej mocy może silnikowi grozić uszkodzenie. Znamy z praktyki wiele wypadków zatarcia się tłoków w cylindrach, gdy przy zbyt gwałtownym zwiększeniu obciążenia silnika zanadto chłodzona tuleja cylindra za mało się rozszerzała w stosunku do rozszerzalności tłoka, a za mały luz między tłokiem i cylindrem, powodował zatarcie. Takie wypadki wskazują na wrażliwość niektórych konstrukcyj na przechłodzenie lub zbyt szybką zmianę obciążenia.

Przechłodzenie silnika budzi dzisiaj coraz mniej obaw, ponieważ zabudowanie silnika na płatowcu, ze względów aerodynamicznych jak najkorzystniejsze, nasuwa raczej zastrzeżenie co do zapewnienia dostatecznego chłodzenia silnika.

Konstruktorzy starają się usunąć niebezpieczeństwo uszkodzenia silnika z powodu zbyt szybkich zmian obciążeń silnika przez odpowiednie rozwiązania konstrukcyjne, zdając sobie z tego sprawę, że odporność na szybkie zmiany obciążenia jest przy dzisiejszych wymaganiach, stawianych silnikowi lotniczemu, już nie jego zaletą, ale wymaganą cechą.

Natomiast uszkodzenie silnika na skutek pracy przy zbyt wysokich temperaturach jest sprawą nie tylko wciąż aktualną, ale w związku ze stale rosnącym obciążeniem termicznym staje się kwestią coraz bardziej niebezpieczną.

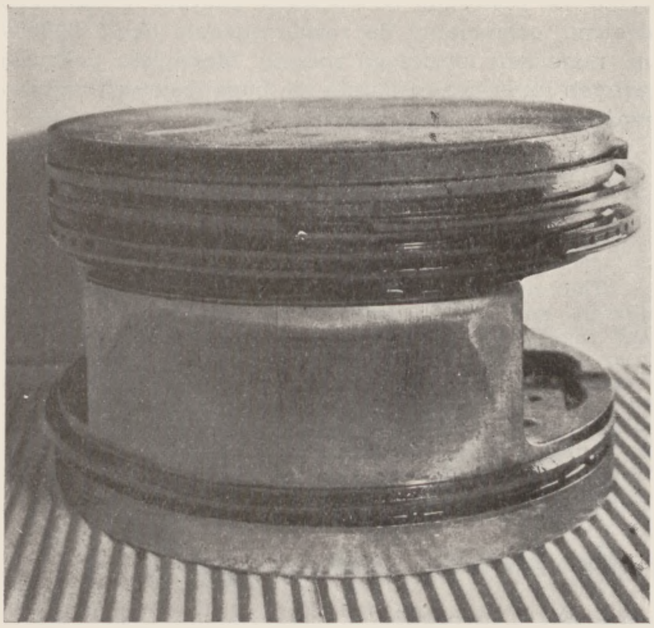
W każdej współczesnej charakterystyce silnika znajdziemy cyfry, określające najwyższe dopuszczalne temperatury, mierzone w dokładnie określonych miejscach na silniku, i w wypadku przekroczenia tych temperatur konstruktor, względnie wytwórca, nie gwarantuje bezpieczeństwa ani prawidłowości pracy silnika.



Rys. 1. Pęknięcia głowicy cylindra po próbie wytrzymałościowej na jednocylindrówce.

W związku z tym, że coraz częściej przy próbach silników na płatowcach zostają osiągnięte a nawet i przekroczone te najwyższe dopuszczalne temperatury, przeprowadzono w Wytwórni Silników P. Z. L. cały szereg prób dla znalezienia odpowiedzi na kilka pytań, które wyłoniły się w związku z tą sprawą.

¹) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 19 listopada 1937 r.



Rys. 2. Tłok po próbie wytrzymałościowej na jednocylindrówce.

Niżej opisane próby miały dać odpowiedź na następujące pytania:

1. Czy przekroczenie najwyższych dopuszczalnych temperatur jest dla silnika niebezpieczne, czy tylko szkodliwe?
2. Jeżeli przekroczenie najwyższych dopuszczalnych temperatur jest tylko szkodliwe, jakie są niebezpieczne temperatury dla silnika?
3. Przy jakich warunkach pracy i chłodzenia występują temperatury najwyższe dopuszczalne i temperatury niebezpieczne?
4. Jakie części silnika ulegają najszybciej uszkodzeniu przy osiągnięciu niebezpiecznych temperatur?
5. Jak się zmienia moc silnika przy ustalonych warunkach (obroty i ciśnienie ładowania) a zwiększających się temperatur silnika?

Przed przystąpieniem do rozpatrywania i analizowania wyników prób należy zdać sobie sprawę z tego, że technika pomiaru temperatur silnika przy użyciu termopar stoi jeszcze daleko od doskonałości, w związku z czym otrzymane wyniki należy rozpatrywać z uwzględnieniem możliwości dość znacznych błędów. Należy zwrócić uwagę i na to, że temperatury mierzone termoparami podświecowymi nasuwają stale najwięcej zastrzeżeń, ponieważ podają one nie tylko temperaturę gniazda świecy, ale i samej świecy, a temperatura świecy zależy w dużym stopniu od szczelności świecy, zaś szczelność świecy zmienia się stale z czasem pracy świecy.

Ponieważ szukanie odpowiedzi na pytanie, jakie części silnika ulegają najszybciej uszkodzeniu, było świadomym dążeniem do zniszczenia silnika, dlatego dla zmniejszenia kosztów prób większość tych prób przeprowadzono na silniku doświadczalnym jednocylindrowym. Zdając sobie sprawę z nieprzenoszalności wyników, osiągniętych na jednocylindrówce, na silnik wielocylindrowy, powtórzono część tych prób na silniku 9-cio cylindrowym i dopiero na podstawie wyników tych wszystkich prób przystąpiono do wyciągnięcia wniosków.

Postawione pytania, na które szukało się odpowiedzi, dadzą się podzielić na dwie grupy, a mianowicie: wytrzymałościową i termiczną. Do pierwszej zaliczyć można pytania od pierwszego do czwartego włącznie, do drugiej zaś — piąte.

Wszystkie próby, przeprowadzone na doświadczalnym jednocylindrowym silniku, podzielono na takie same grupy, pomimo wspólnego charakteru tych prób, mających głównie na celu określenie przebiegu zjawisk, zachodzących w czasie pracy silnika przy wysokich temperaturach. Rozczłonkowanie takie, pozornie zbyteczne, zostało podyktowane warunkami, mającymi zapewnić otrzymanie jak najdokładniejszych wyników.

Podział na takie grupy miał wykazać:

1. Czy zniszczenie pewnych elementów zostało spowodowane:
   a) dłuższą pracą silnika przy wysokich temperaturach, czy też
   b) chwilowym przegrzaniem,
2. czy nie zachodzi ewentualność trwałej zmiany przebiegu badanych zjawisk, na skutek przeciążenia termicznego części silnika przez chwilowe osiągnięcie wysokich temperatur, co wywoływałoby niepowtarzalność wyników,

oraz dać możność:

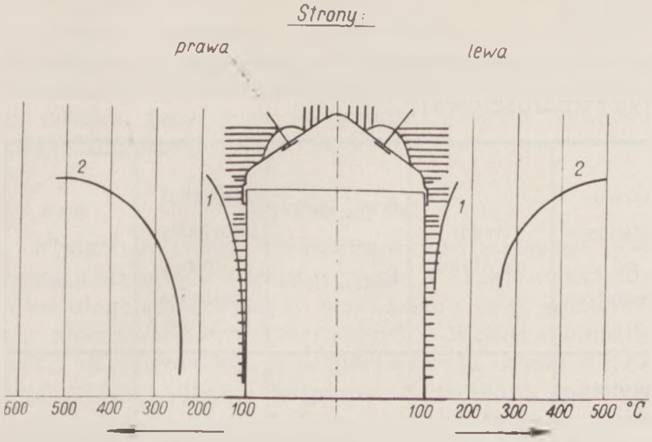
1. parokrotnego potwierdzenia wskazań termopar w celu wyeliminowania błędów pomiarów, spowodowanych obluzowaniem lub zanieczyszczeniem styków termopar,



Rys.3. Materiał głowicy GM-RR-56 przed próbą wytrzymałościową. Powiększenie × 200.



Rys. 4. Materiał głowicy GM-RR-56 po próbie wytrzymałościowej. Powiększenie × 200.



Rys. 5. Rozkład temperatury na cylindrze przy szybkościach powietrza chłodzącego: 200 km/godz (krzywa 1) i 20 km/godz (krzywa 2).

2. cechowania przed każdą próbą wszystkich termopar dla wyeliminowania błędów pomiarów, mogących powstać na skutek ewentualnych zmian charakterystyk termopar, spowodowanych ich uszkodzeniem,
3. zabezpieczenia się przed wyciąganiem mylnych wniosków, opartych tylko na jednej próbie.

Do prób użyto cylindrów silnika Pegaz VIII, dla którego jako normalne warunki pracy przyjęto:

ciśnienie ładowania 786 mm/Hg.,
obroty 2050 obr/min.,
szybkość powietrza chłodzącego 200 km/godz.

W celu uzyskania jak najwyższych początkowych temperatur, gaźnik wyregulowano ubogo, dalsze zaś podwyższenie temperatur wywoływano zmniejszaniem szybkości powietrza chłodzącego.

Biorąc pod uwagę wyżej wymienione założenia, przeprowadzono trzy następujące próby, używając do każdej nowego cylindra.

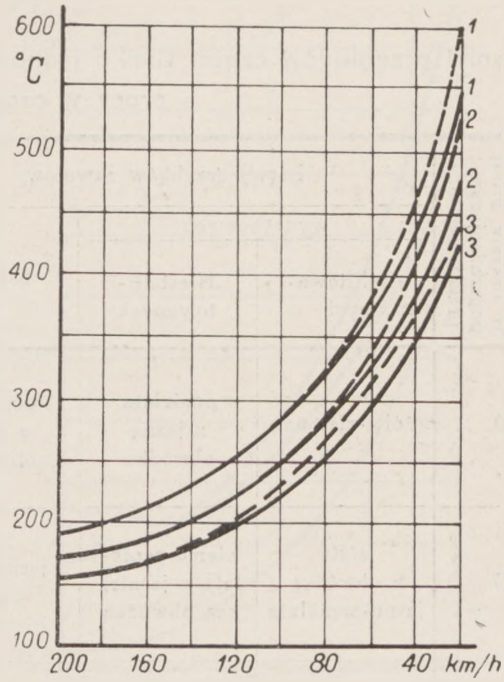
I. Próba wytrzymałościowa.

Próbę wytrzymałościową przeprowadzono w ten sposób, że przy stałych obrotach, ciśnieniu ładowania, ubogiej regulacji gaźnika i początkowej szybkości powietrza chłodzącego 200 km/godz. przeprowadzono szereg 3-godzinnych prób, zmniejszając każdorazowo szybkość wiatru o 20 km/godz. W czasie tej próby robiono wszystkie normalne pomiary, badano rozkład temperatur na cylindrze i kontrolowano stan części po poszczególnych 3-godzinnych okresach pracy.

II. Próby termiczne.

Próby te polegały na badaniu temperatur i mocy silnika przy stałych obrotach i ciśnieniu ładowania, a zmiennej skokami co 20 km/godz. szybkości powietrza chłodzącego w granicach od 200 km/godz. do najmniejszej szybkości uzyskanej przy próbie wytrzymałościowej. W celu zachowania ciągłości pracy nie robiono przeglądów części cylindra w czasie poszczególnych prób. Próby takie przeprowadzono dla normalnej i ubogiej regulacji gaźnika.

Jako wartości stałe dla wszystkich prób, przyjęto:
ciśnienie ładowania 786 mm. Hg.
liczbę obrotów 2000 obr/min.



Rys. 6. Temperatury cylindra przy bogatej i ubogiej regulacji gaźnika w funkcji zmiany szybkości powietrza chłodzącego.

Miejsca pomiaru temperatur:
1 — pod świecą prawą.
2 — pod świecą lewą.
3 — głowica, pod kanałem ssącym.
Linia ciągła — bogata regulacja gaźnika.
Linia przerywana — uboga regulacja gaźnika.

Przebieg prób

Normalne zużycie paliwa przy założonych warunkach pracy silnika jednocylindrowego wynosiło 260 gr/KM/godz. W celu uzyskania wyższych temperatur zubożono skład mieszanki przy nieznacznym obniżeniu mocy oraz zachowaniu tych samych obrotów i ciśnienia ładowania i uzyskano zużycie 235 gr/KM/godz. Dalsze zubożenie uznano za niewłaściwe pomimo to, że można je doprowadzić do 210 gr/KM/godz., zachowując stałą moc i obroty, a zwiększając tylko ciśnienie ładowania o około 20 mm. Hg. Tak niskie zużycie jednostkowe paliwa powoduje nierównomierną pracę silnika i szybkie przepalanie się świec, np. przy temperaturze podświecowej, wynoszącej około 300° C,, świece używane w czasie tych prób (K. L. G. typ Wizard) przepalają się już po 1 godzinie pracy. Szybkie przepalanie się świec przy zużyciu 210 gr/KM/godz. należy tłumaczyć pracą ich w wybitnie utleniającej atmosferze, gdyż te same świece w czasie przeprowadzanych prób przy zużyciu paliwa 235 gr/KM/godz. pomimo pracy przy temperaturach podświecowych, dochodzących do 600° C, zachowywały się bez zarzutu.

Przy przeprowadzaniu tych trzech prób na silniku jednocylindrowym poza bardzo wysokimi temperaturami otoczenia, dochodzącymi do 60° C przy małych szybkościach powietrza chłodzącego, zepsuciem lub obluzowaniem się kilku termopar i parowaniem paliwa w przewodach doprowadzających (co zresztą łatwo zostało usunięte przez chłodzenie ich wodą), nie spotkało się żadnych specjalnych trudności.

TABLICA I.

Wyniki przeglądów części silnika jednocylindrowego, po poszczególnych 3-godzinnych okresach pracy w czasie próby wytrzymałościowej

Szybkość powietrza chłodzącego w okresie próby poprzedzającym przegl. km/godz.	Barwy grzybków zaworów			Barwa głowicy od wewnątrz	Nagar na tłoku	Barwy ścianek boczn. tłoka	Wygląd zewnętrzny cylindra	Stan gładzi tulei
	wydechowvch		Ssących					
	Stellitowanych	Niestellitowanych						
200	żółto-zielona	popielata z jasną obwódką	popielata z jasną obwódką	popielata, nieco ciemniejsza od przodu	czarny tłusty	normalne	normalny	normalny
180	żółta z obwódką jasno-popielatą	ciemo-popielata z jaśniejszą obwódką	jasno-popielata	nieco jaśniejsza jak przy poprzednim przeglądzie	suchy, ciemno-popielaty	j. w.	j. w.	j. w.
160	żółta	ciemno-popielata z żółtym nalotem, obwódka jaśniejsza	ciemno-popielata z jaśniejszą obwódką	j. w.	ciemno-popielaty	j. w.	j. w.	j. w.
140	żółta przechodząca w lekko brązową	j. w.	j. w.	j. w.	czarny, zaczyna się łuszczyć	j. w.	j. w.	j. w.
120	w środku popielato-brązowa, obwódka jaśniejsza	ciemno-popielata z obwódką jaśniejszą	ciemno-popielata, środek i obwódka jaśniejsze	jasno-popielata	czarny, zaczyna odpryskiwać	lekko zażółcone	j. w.	j w.
100	środek brązowy, reszta ciemno-popielata z jasno-popielatą obwódką	ciemno-popielata z brązowym środkiem	jasno-popielata piaskowa	j. w.	czarny łuszczy się	j. w.	j. w.	j. w.
80	zgniło-brązowy, środek i obwódka granatowa	popielato-granatowa	popielata w środku ciemniejsza	piaskowa	ciemno-popielaty, odpryskujący na brzegach	j. w.	nalot brązowy	j. w.
60	w środku popielato-brązowa obwódka popielato-fioletowa	popielato-fioletowa, środek ciemniejszy	popielato-fioletowa, obwódka jasno-popielata	piaskowa z odcieniem niebieskim	j. w.	j. w.	miejscami nalot o barwie stalowej	drobne ślady mazania
40	ciemno-stalowa, obwódka pomarańczowa	ciemno-stalowa, obwódka pomarańczowa	ciemno-popielata, obwódka jaśniejsza	jasno-piaskowa	cienki, suchy, jasno-popielato-brązowy	ciemno brązowy	normalny	j. w.
20	ciemo-popielata, środek jaśniejszy	ciemno-popielata, środek ciemno-brązowy	asno-piaskowa prawie biała, środki ciemniejsze	jasno-piaskowa, prawie biała	jasno popielaty, odpryskujący	ciemno brązowe ze śladami mazania	ciemno brązowy nalot	wyraźne ślady mazania

W czasie wszystkich prób zmniejszenie szybkości powietrza chłodzącego doprowadzono do 20 km/godz. Szybkość tę przyjęto jako krytyczną, ponieważ w czasie próby wytrzymałościowej po godzinnej pracy silnika przy tym chłodzeniu głowica cylindra uległa zniszczeniu.

Wyniki prób

Głównym celem próby wytrzymałościowej było znalezienie odpowiedzi na pytanie 4 „Jakie części silnika ulegają najszybciej uszkodzeniu przy osiągnięciu niebezpiecznych temperatur?" Wobec niemożliwości określenia nawet w przybliżeniu, kiedy i jaka część silnika ulegnie najpierw zniszczeniu, przewidziane zostały kontrole jego części po każdym 3-godzinnym okresie pracy. W czasie tych przeglądów stwierdzono, że barwy części silnika ulegają zmianie wraz ze zmianą intensywności chłodzenia, co widać z załączonego zestawienia stanu i wyglądu części silnika po poszczególnych okresach pracy — Tablica I.

Zupełnie nieprzewidzianym wynikiem tej próby była możliwość obniżenia szybkości powietrza chłodzącego aż do 20 km/godz., przy której to szybkości silnik pracował całą godzinę, zanim głowica uległa zniszczeniu. Miejscowe pęknięcia głowicy (rys. 1) w okolicach kołków mocujących rury wydechowe już po godzinnej pracy przy tym chłodzeniu (20 km/godz.) należy tłumaczyć zmęczeniem materiału, wywołanym drganiem tych rur, gdyż siły przenoszone przez te kołki są minimalne.

Stan poszczególnych części silnika po tym okresie pracy był następujący:

Tłok. Na przylgniach przy samym wycięciu w okolicy sworznia tłokowego, przy wszystkich czterech rogach plamy o powierzchniach około 2 cm², wskazujące na to, że tłok pracował już w warunkach poprzedzających właściwe zacieranie się (rys. 2).

Głowica. 1. Wyrwany kawałek głowicy przy kołnierzu prawej rury wydechowej.

2. Popękane fajki prowadnic zaworów wydechowych.

3. Prowadnice zaworów wydechowych nadpalone.

4. Przy prawej fajce wydechowej brzeg okruszony.

5. Na powierzchniach obu kanałów wydechowych, pęknięcia przy dolnych kułakach. Uszkodzenia te widoczne są na rys. 1.

6. Obluźnione gniazdo zaworów wydechowych.

7. Obluźniony (luźno obracał się) pierścień zaciskowy między głowicą i tuleją cylindrową.

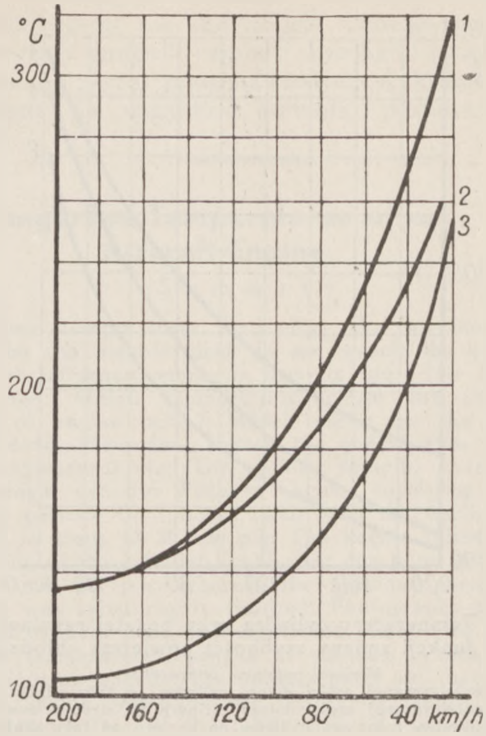
8. Górne żeberka chłodzące na głowicy pofalowane.

Tuleja cylindrowa. Na żeberkach chłodzących tulei cylindrowej kulki stopionego kadmu.

Sprężyny zaworowe. Przegrzane i zdeformowane.

Zawory. Wyżarcie azotacji na trzonkach od strony grzybków, stan przylgni dobry.

W celu stwierdzenia zmian w budowie materiału głowicy GM—RR 56 zrobiono fotografię o powiększeniu 200-krotnym z mikrografii materiału głowicy, przed próbą (rys. 3) i po próbie (rys. 4). Z rys. 4 widać wyraźnie, że na skutek przegrzania materiału wytworzyły się duże popękane kryształy nadtopione na brzegach.



Rys. 7. Temperatury cylindra przy bogatej regulacji gaźnika w funkcji zmiany szybkości powietrza chłodzącego.

1 — między żeberkami u góry tulei po stronie prawej.
2 — między żeberkami w środku tulei po stronie prawej.
3 — między żeberkami po środku tulei po stronie lewej.

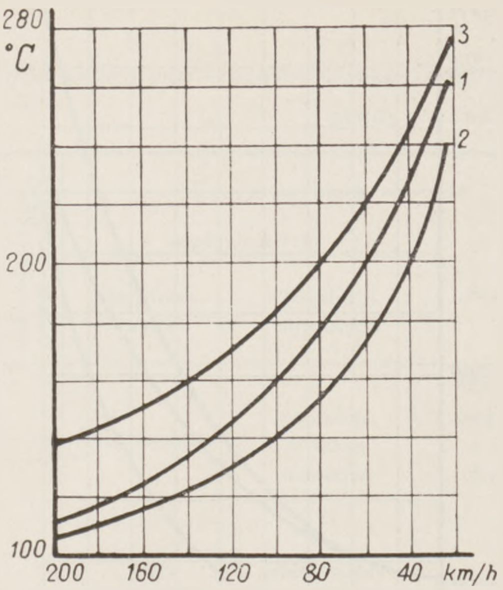
Z tego przeglądu wynika, że najbardziej wrażliwymi częściami silnika na działanie wysokich temperatur okazały się przy próbie na jednocylindrówce głowica i sprężyny zaworowe, zawory zaś mimo uszkodzenia powierzchni trzonków mogłyby jeszcze pracować dalej bez szkody dla całości.

Jak już zaznaczono, próby termiczne zostały przeprowadzone głównie w celu dania odpowiedzi na pytanie 5 — „Jak się zmienia moc silnika przy ustalonych warunkach (obroty i ciśnienie ładowania) a zwiększających się temperaturach silnika", oraz dla potwierdzenia otrzymanych wyników przy próbach wytrzymałościowych.

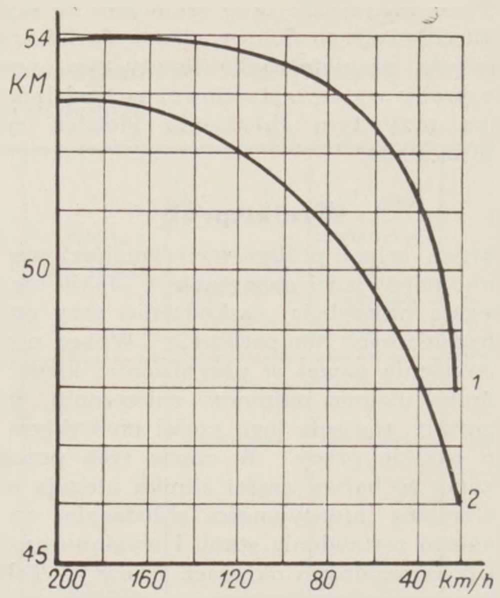
Wyniki tych prób podano na załączonych wykresach.

Wykres rys. 5 przedstawia rozkład temperatur na głowicy i tulei cylindrowej przy szybkościach powietrza chłodzącego 200 i 20 km/godz.

Na wykresach rys. 6, 7 i 8 podano przebieg zmian temperatur w poszczególnych miejscach cylindra w funkcji szybkości powietrza chłodzącego. Z krzywych tych widać, że do szybkości wiatru 120 km/godz. przyrost temperatur jest łagodny. Przy tej szybkości temperatury podświecowe i głowicowe osiągają maksymalne wartości, dopuszczalne dla 5-cio minutowej pracy silnika dziewięciocylindrowego. Po przekroczeniu tej szybkości granicznej zaczyna się raptowny wzrost temperatur i zaznacza się wpływ zubożenia składu mieszanki. Jak widać z tych wykresów, przy szybkości powietrza 20 km/godz. temperatury osiągają wartości tak duże (np. temperatury podświecowe dochodzą do 600° C), że w ogóle praca silnika w takich warunkach nawet w ciągu bardzo krótkiego czasu wydawała się przed próbą zupełnie niemożliwa.



Rys. 8. Temperatury cylindra przy bogatej regulacji gaźnika w funkcji zmiany szybkości powietrza chłodzącego.
Miejsca pomiaru temperatur:
1 — na nieużebrowanej części dolnej cylindra od tyłu silnika.
2 — na nieużebrowanej części dolnej cylindra po stronie lewej silnika.
3 — pod nakrętką mocującą cylinder do karteru od tyłu silnika.



Rys. 9. Moc silnika przy stałych obrotach i ciśnieniu ładowania w funkcji zmiany szybkości powietrza chłodzącego.
1 — przy bogatej regulacji gaźnika.
2 — przy ubogiej regulacji gaźnika.

Wykres rys. 9 podaje zmianę mocy przy różnych regulacjach gaźnika w funkcji szybkości powietrza chłodzącego. Charakter zmiany mocy jest podobny do zmian temperatur; do szybkości chłodzenia 120 km/godz. spadek mocy jest nieznaczny, po przekroczeniu zaś tej wartości granicznej krzywe raptownie załamują się. Dziwny wydaje się tak mały spadek mocy silnika przy tych tempereturach, ale można to wytłumaczyć tym, że powietrze doprowadzane do gaźnika nie było podgrzewane i miało temperaturę około 30° C. Raptowny spadek mocy występował wtedy, gdy po zetknięciu się mieszanki z bardzo gorącymi ściankami głowicy następowało nie tylko całkowite odparowanie paliwa, ale i gwałtowna zmiana objętości zasysanego czynnika na skutek jego przegrzania.

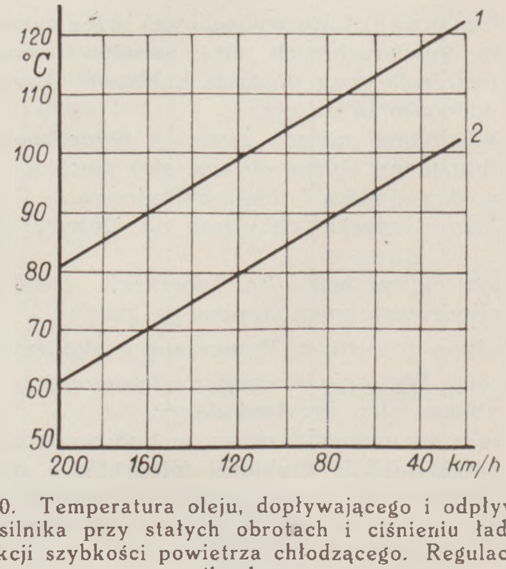
Wykres rys. 10 przedstawia zmianę temperatur oleju dopływającego i odpływającego z silnika. Zmiana ta jest prostoliniowa w stosunku do szybkości powietrza chłodzącego.

Próby te potwierdziły w zupełności wyniki otrzymane przy próbie wytrzymałościowej, nie powodując jednak zniszczenia części. Pomiary przy normalnych warunkach pracy silnika wykonane po próbach termicznych, a więc po przegrzaniu go, nie wykazały zmiany mocy silnika ani zmiany temperatur w poszczególnych punktach na cylindrze.

Zdając sobie sprawą z tego, że wyniki otrzymane przy badaniu silników jednocylindrowych są nieprzenaszalne na silnik wielocylindrowy z bardzo wielu powodów, jak np.:

1. Obciążenie jednego cylindra napędem wszystkich akcesorii.
2. Brak sprężarki napędzanej bezpośrednio od silnika.
3. Inne temperatury powietrza przed gaźnikiem.
4. Niższa temperatura karteru itd.

Powtórzono część tych prób, w zakresie temperatur bezpiecznych, na normalnym silniku wielocylindrowym. Próby te wykazały, że przebieg temperatur na silnku wielocylindrowym jest bardzo podobny do przebiegu temperatur na jednocylindrówce. Różnice temperatur mierzonych na głowicy, pod świecami i w górnej części tulei cylindra mieściły się w granicach nieznacznych błędów pomiarowych, podczas gdy dolna część tulei była na silniku wielocylindrowym gorętsza. Natomiast znaczne przekroczenie temperatur maksymalnych dopuszczalnych nie byłoby możliwe na silniku wielocylindrowym ze względu na szybko rosnącą temperaturę oleju w zbiorniku między dolnymi cylindrami. Przy szybkości powietrza chłodzenia około 120 km godz. temperatura oleju doszła już do 140° C. Tę temperaturę należy uważać za najwyższą dopuszczalną przy tych olejach, jakich się dzisiaj dla silników lotniczych używa. Przekroczenie jej należy uważać za niebezpieczne z powodu



Rys. 10. Temperatura oleju, dopływającego i odpływającego z silnika przy stałych obrotach i ciśnieniu ładowania w funkcji szybkości powietrza chłodzącego. Regulacja gaźnika bogata.
1 — olej wypływający z silnika.
2 — olej dopływający do silnika.

zbyt małej wiskozy oraz skłonności do samozapłonu oleju z małą domieszką benzyny.

Z zestawienia wyników prób, przeprowadzanych na jednocylindrówce i na silniku 9-cylindrowym, można wyciągnąć wniosek, że przekroczenie maksymalnych temperatur nie jest dla silnika niebezpieczne, o ile zapewni się w tych warunkach dobre smarowanie. Należy pamiętać o tym, że świeca może być też tą częścią składową wyposażenia silnika, która najwcześniej zakłóci prawidłową pracę silnika przy wysokich temperaturach. Znaczne przekroczenie temperatury 300° C jest dla wielu typów świec dzisiaj używanych prawie równoznaczne ze zniszczeniem w krótkim czasie. Do prób na jednocylindrówce użyto świec do wyjątkowo odpornych na wysokie temperatury, które nie nadają się do eksploatacji na silniku ze względu na skłonność do zaoliwiania przy niskich temperaturach.

Biorąc pod uwagę to, że silnik nowoczesny może przy racjonalnej eksploatacji a więc przy odpowiednio niskich temperaturach przepracować znacznie ponad 1000 godzin, a przy takich wysokich temperaturach, jakie osiągnięto w ostatnim okresie próby na jednocylindrówce, zaledwie jedną godzinę, można przez interpolację wyciągnąć wniosek, że przekroczenie maksymalnych dopuszczalnych temperatur silnika wywołuje w każdym razie skrócenie jego żywotności, a więc jest szkodliwe, jakkolwiek nieznaczne przekroczenie nie zawsze jest niebezpieczne.

Powyższy wniosek razem z wynikami prób, zestawionymi na wyżej przedstawionych wykresach, dają odpowiedź na wszystkie pytania, postawione na wstępie.

Dangerous Temperatures of an Aircraft-Engine

Summary

Engine temperatures exceeding the maximum permitted by the manufacturer do not wreck the engine at once but influence more or less its life. The questions arise then: Which temperatures cause the immediate ruining of engine parts? Which parts are the first to be affected? How does behave the engine after reaching such temperatures etc. The authors describe a test made on a single cylinder Pegasus engine, consisting of consecucive periods of 3 hours each with the cooling speed reduced in steps of 20 km p.h. The engine failed (partial dislocation of the cylinder head) after one hour at a cooling speed of 20 km p.h., whereas the previous period at 40 km p.h. was satisfactorily finished. Photographs show the damaged cylinder head and unaffected piston and diagrams indicate temperature changes at various cylinder points and various air speeds. The authors point out that a multicylinder engine would behave differently chiefly because of the temperature of the lubricating oil, generally much lower on single cylinder engines.

Liczbowe ujęcie zagadnienia lotu sterowanego w płaszczyźnie pionowej

Prof. J. Kleinwächter

Z oryginału pt. „Die numerische Behandlung der gesteuerten Längsbewegung eines Flugzeuges“, Luftfahrtforschung Bd. 13 (1936) str. 133—137, przetłumaczył inż. S. Danielewicz.

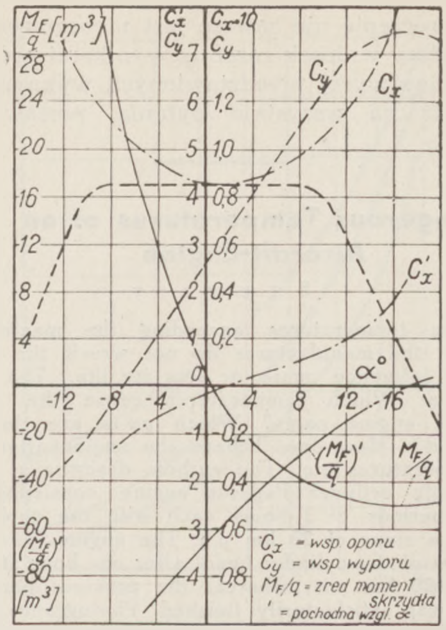
Przy wykonywaniu lotów figurowych w płaszczyźnie pionowej, przy nagłych zmianach kąta natarcia wskutek podmuchów, przy zrzucaniu ciężarów itp. samolot doznaje obciążeń dynamicznych, których poznanie jest dla inżyniera równie ważne, jak ocena sterowności samolotu. Poniżej podano metodę, umożliwiającą poznanie tych obciążeń, przy czym specjalną uwagę zwrócono na możliwie jak najprostszy rachunek.

Podział materiału:

I. Oznaczenia.
II. Równania ruchu.
III. Równania różnicowe.
IV. Wykresy podstawowe.
V. Przeliczenie przykładu:
 a) poderwanie samolotu przed przeszkodą,
 b) pętla,
 c) poderwanie samolotu przez podmuch,
 d) zrzucanie ciężaru.
VI. Streszczenie.
VII. Literatura.

I. Oznaczenia

G (kg) — ciężar samolotu w locie,
T (kg) — ciąg śmigła $T(v)$,
v ($m.s^{-1}$) — prędkość lotu,
g ($m.s^{-2}$) — przyspieszenie ziemskie,
ρ ($kg.s^2.m^{-4}$) — gęstość powietrza,
ρ_0 ($kg.s^2.m^{-4}$) — gęstość powietrza przy ziemi (wysokość 0 m),
q ($kg.m^{-7}$) — $1/2 \cdot \rho \cdot v^2$ — ciśnienie prędkości,
l_s (m) — średnia głębokość skrzydła,
F (m^2) — powierzchnia usterzenia poziomego,
L_H (m) — odległość środka ciężkości samolotu od środka parcia usterzenia poziomego ($\simeq$ odległości od środka ciężkości do osi steru wysokości),
c_y — współczynnik nośności,
c_x — „ „ oporu
c_{nH} — „ „ siły pionowej usterzenia poziomego,
α — kąt natarcia uskrzydlenia,
α_H — „ „ usterzenia,
β_H — kąt wychylenia steru wysokości, dodatni przy „oddaniu“,
$M_F(\alpha)$ (kg m) — moment uskrzydlenia,
$M_H(\alpha, \beta_H)$ (kg.m) — „ „ usterzenia,
$M(\alpha, \beta_H)$ (kg.m) — „ „ podłużny,
m — współczynnik momentu podłużnego $= \rho/2 \cdot M/q$,



Rys. 1. Pierwszy podstawowy wykres: współczynniki oporu i wyporu oraz zredukowany moment skrzydła.

n (kg.s²) — współczynnik momentu tłumiącego

$$n = -\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F_H \cdot L_H^2,$$

$\bar{n}$ — współczynnik obciążenia (dopuszczalny),

i_y (m) — promień bezwładności samolotu względem osi poprzecznej,

ω (s⁻¹) — szybkość kątowa,

γ — kąt nachylenia toru względem poziomej,

ϑ — kąt między cięciwą profilu a poziomą,

t (s) — czas,

x, y (m) — współrzędne toru,

c'_y, c'_x, m' — pochodne względem α,

$\dot{\alpha}, \dot{y}, \dot{\vartheta}$ i t. d. — pochodne względem t.

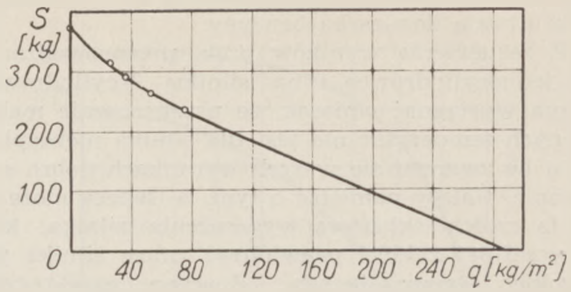
II. Równania ruchu

Ruch samolotu w płaszczyźnie pionowej wyznaczony jest przez układ równań różniczkowych:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{G}{g} \cdot \dot{v} &= T - G \sin\gamma - c_x \cdot F \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2;\\
\frac{G}{g} \cdot v \cdot \dot{\gamma} &= -G \cdot \cos\gamma - c_y \cdot F \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2;\\
\frac{G}{g} \cdot i_y^2 \cdot \ddot{\vartheta} &= -m \cdot v^2 - n \cdot v \cdot \dot{\vartheta};
\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

gdzie $\vartheta = \alpha + \gamma$ . . . . . . (1a)

Zcałkowanie tego układu równań w postaci skończonej jest niemożliwe, zależność bowiem funkcji T, c_y, c_x i m od odnośnych zmiennych niezależnych daje się przedstawić tylko w postaci wykresów empirycznych. Jeśli zastosować według metody Schwarza przybliżenie za pomocą funkcji analitycznych, to można przy pewnych uproszczeniach przedstawić całkę tę w przybliżeniu za pomocą szeregów. Nie obejdzie się jednak



Rys. 2. Drugi podstawowy wykres: ciąg śmigła. Na osi rzędnych zamiast symbolu S powinien być T.

przy tym bez dość obszernego i mało przejrzystego rachunku, co z reguły odstrasza inżyniera od rozwiązania poruszanego tu ciekawego i ważnego zagadnienia. Dla tego też poniżej zamieniono układ równań różniczkowych (1) na układ równań różnicowych, co odpowiadałoby metodzie całkowania krok za krokiem. Podobną metodę stosowali już z pewnymi uproszczeniami Bairstow [1] *) i Hopf [3] *).

III. Równania różnicowe

Jeśli założymy, że zmienne v, α, γ oraz dowolnie zmienny parametr β_H ulegają w czasie δt przyrostom δv, $\delta \alpha$, $\delta \gamma$, $\Delta \beta_H$, to z układu (1) otrzymamy następujący układ równań różnicowych:

$$\left.\begin{aligned}
0 &= T - G \cdot \sin\gamma - c_x \cdot F \cdot q - \delta\gamma \cdot G \cdot \cos\gamma +\\
&\quad - \delta v \left(c_x \cdot \frac{F \cdot \rho}{2} \cdot 2v + \frac{1}{\delta t} \cdot \frac{G}{g} - \frac{dT}{dv}\right) +\\
&\quad - \delta\alpha \cdot F \cdot q \cdot c'_x\\
0 &= -G \cdot \cos\gamma + c_y \cdot F \cdot q +\\
&\quad + \delta\gamma \cdot \left(G \cdot \sin\gamma - \frac{G}{g} \cdot \frac{v}{\delta t}\right) +\\
&\quad + \delta v \cdot c_y \cdot \frac{F \cdot \rho}{2} 2v + \delta\alpha \cdot F \cdot q \cdot c'_y;\\
0 &= \left|\left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H\right) \cdot v^2 - \frac{\dot{\alpha}_a + \dot{\gamma}_a}{\delta t} \cdot \frac{G}{g} \cdot i_y^2\right| +\\
&\quad + \delta\gamma \cdot \left(\frac{n \cdot v}{\delta t} + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right) +\\
&\quad + \delta v \cdot 2v \cdot \left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H\right) +\\
&\quad + \delta\alpha \cdot \left(\frac{n \cdot v}{\delta t} + m' \cdot v + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right).
\end{aligned}\right| \quad (2)$$

Ponieważ przy dużych zmianach kąta wychylenia β_H steru wysokości przyrosty $\delta\gamma$, $\delta\alpha$ stają się bardzo znaczne, należy przy rozpatrywaniu lotów o znacznym wychyleniu steru (n.p. przy poderwaniu samolotu) założyć małe przyrosty czasu δt, zwłaszcza, że w układzie (2) uwzględniono tylko różnice pierwszego rzędu. $\dot{\alpha}_a$, $\dot{\gamma}_a$ — są to szybkości kątowe na początku

*) Patrz spis literatury przy końcu artykułu.

przedziału czasu ∂t, wielkości te znamy więc z poprzedniego kroku całkowania układu. Z układu (2) otrzymamy wartości niewiadomych przyrostów $\partial\gamma$, $\partial\alpha$, ∂v, a zatem ruch samolotu przy końcu rozpatrywanego czasokresu ∂t będzie oznaczony wielkościami: $v + \partial v$, $\alpha + \partial\alpha$ i $\gamma + \partial\gamma$. Dla obliczenia tych wielkości najlepiej obliczyć współczynniki liczbowe i wypisać równania układu (2) według formularza Nr 1, po czym następuje obliczenie przyrostów metodą sumowania według formularza Nr 2. Taki sposób obliczeń zaoszczędzi dużo czasu i najpewniej przyczyni się do uniknięcia błędów rachunkowych. Formularze niewypełnione i wypełnione mają postać następującą:

Szybkość kątową w locie określa równanie

$$\omega = \partial\gamma / \partial t \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

a średni współczynnik obciążenia, odpowiadający przedziałowi ∂t, określa wzór:

$$n = \frac{v + \frac{1}{2}\partial v}{g} \cdot \omega \quad . \; . \; . \; . \quad (4)$$

Jeśli przez

$$v_m = v + \frac{1}{2}\partial v \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Formularz 1. Wzór

krok: δt = s

Wartości stałe: G = kg; F = m^2, $\frac{G}{g}$ = ;

$G/g \cdot i_y^2$ = ; $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H}$ = ; $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H} \cdot F_H \cdot L_H$ = ;

n = ;

$\frac{\partial m}{\partial \beta_H}$ = ; $\dot{\alpha}_a + \dot{\gamma}_a$ =

Wartości założone: V = m/s ; α = °; β_H = °;

$2/\varrho$ = ; $\Delta\beta_H$ = ° = ; v^2 = ; γ = °;

$q = \frac{v^2}{2/\varrho}$ = kg/m² ; (F·q) =

Z wykresów podstawowych:

Dla równ. I-go: T = kg; $\sin\gamma$ = ; $\cos\gamma$ = ; C_x = ; C_x' = ; $\frac{dT}{dv}$ =

Dla równ. II-ego C_y = ; C_y' =

M_F/q = ; C_{nH} = ; $m = \frac{\frac{M_F}{q} + C_{nH}\cdot(F_H \cdot L_H)}{2/\varrho}$ =

$\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{M_F}{q}\right)$ = ; $m' = \frac{\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{M_F}{q}\right) + \frac{\partial C_{nH}}{\partial \alpha_1} \cdot F_H \cdot L_H}{2\varrho}$ =

Dla równ. III-ego: m = ; $\frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H$ = ; $m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H}\cdot\Delta\beta_H$ =

$m'v^2$ = ; n·v =

Układ równań:

I równanie: $0 = T - G\sin\gamma - C_x(F\cdot q) - \delta\gamma \cdot G\cos\gamma - \delta v\left(C_x \frac{F \cdot 2v}{2/\varrho} + \frac{G/g}{\delta t} - \frac{dT}{dv}\right) - \delta\alpha(Fq)\cdot C_x'$;

0 = − − ·( ) − δγ − δv·(

(· —— + —— +) − δα( ) =

= − δγ − δv·(+ + +) − δα =

= − − δγ· − δv· − δα

I: − ·δγ − δv − δα =

II równanie:

$0 = -G\cos\gamma + C_y(F\cdot q) + \delta\gamma\cdot\left(G\sin\gamma - \frac{G/g \cdot v}{\delta t}\right) + \delta v \cdot C_y \frac{F \cdot 2v}{2\varrho} + \delta\alpha(F\cdot q)C_y'$

0 = − · + ·( ) + δγ·(· − ——) +

+ δv· · —— + δα( ). = − + +

+ δγ·(−) + δv· + δα = + + δγ· + δv· + δα

II: − δγ + ·δv + ·δα =

III równanie:

$0 = \left[\left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H}\Delta\beta_H\right)v^2 - \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t}(\dot{\alpha}_a + \dot{\gamma}_a)\right] + \delta\gamma\left(\frac{n v}{\delta t} + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right) + \delta v \cdot 2v\left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H}\cdot\Delta\beta_H\right) + \delta\alpha\left(\frac{n \cdot v}{\delta t} + m'v^2 + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right)$;

0 = [− · − ——] + δγ(—— + ——) + δv· · + δα

·(+ +) = − + δγ· + δv + δα

III: · ·δγ ·δv δα =

Formularz 2. Wzór

krok: δt = s

	δγ	δv	δα	=
I				
II				
III				
I'				
II'				
I''				
II''				
I'''				
I''''				
w II''				
w I				
III				

δv = —— =

δα = —— =

δγ = —— =

δα = °

δγ = °

v + δv = = m/s ;

α + δα = = ° ;

γ + δγ = = ° ;

$v_m = v + \frac{1}{2}\delta v$ = = m/s ;

$\omega = \frac{\delta\gamma}{\delta t}$ = —— = 1/s ;

$n = \frac{v_m \cdot \omega}{g} = \frac{\quad}{9{,}81}$ =

$\delta s = v_m \cdot \delta t$ = = m ;

$\delta x = v_m \cdot \cos\gamma_m$ = = m ;

$\delta y = v_m \cdot \sin\gamma_m$ = . = m ;

$x = \Sigma\delta x$ = + = m ;

$y = \Sigma\delta y$ = + = m ;

$t = \Sigma\delta t$ = s ;

β_H = ° ;

$\gamma + \frac{1}{2}\delta\gamma = \gamma_m$ = ° ;

$\cos\gamma_m$ =

$\sin\gamma_m$ =

$\dot{\alpha} = \frac{\delta\alpha}{\delta t}$ = —— = 1/s

$\dot{\gamma} = \omega$ = 1/s

$\dot{\alpha} + \dot{\gamma}$ = 1/s

Formularz 1. Wzór *wypełniony*

4krok: $\delta t = 0{,}1$ s *Przykład a.*

Wartości stałe: $G = 1000$ kg; $F = 32{,}75$ m²; $\frac{G}{g} = 102$; $G/g \cdot i_y^2 = 341$; $\frac{\partial C_{nH}}{\partial \alpha_H} = 2{,}64$; $\frac{\partial C_{nH}}{\partial \alpha_H} \cdot F_H \cdot L_H = 61{,}5$;
$n = 19{,}2$; $\frac{\partial m}{\partial \beta_H} = 3{,}2$; $\dot{\alpha}_a + \dot{\gamma}_a = 0{,}957$

Wartości założone: $v = 35{,}8$ m/s; $\alpha = 5{,}6°$; $\beta_H = -18°$; $2/\varrho = 16$; $\Delta\beta_H = 0° = 0{,}0$; $v^2 = 1280$; $\gamma = 2{,}9°$;
$q = \frac{v^2}{2/\varrho} = 80$ kg/m²; $(F \cdot q) = 2620$

Z wykresów podstawowych:

Dla równ. I-ego: $T = 227$ kg; $\sin\gamma = 0{,}051$; $\cos\gamma = 0{,}999$; $c_x = 0{,}09$; $c_x' = 0{,}35$; $\frac{dT}{dv} = -5$
Dla równ. II-ego $C_y = 0{,}93$; $C_y' = 4{,}25$

$M_F/q = -6{,}2$; $C_{nH} = -0{,}63$; $m = \frac{\frac{M_F}{q} + C_{nH} \cdot (F_H \cdot L_H)}{2/\varrho} = \frac{-20{,}9}{16}$

$\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{M_F}{q}\right) = -39{,}5$; $m' = \frac{\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{M_F}{q}\right) + \frac{\partial C_{nH}}{\partial \alpha_1} \cdot F_H \cdot L_H}{2\varrho} = \frac{22}{16} = 1{,}38$

Dla równ. III-ego: $m = -1{,}31$; $\frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H = 3{,}2 \cdot 0$; $m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H = -1{,}31$; $m'v^2 = 1770$; $n \cdot v = 19{,}2 \cdot 35{,}8 = 687$

Układ równań:

I równanie: $0 = T - G\sin\gamma - C_x(F \cdot q) - \delta\gamma \cdot G\cos\gamma - \delta v\left(C_x \frac{F \cdot 2v}{2/\varrho} + \frac{G/g}{\delta t} - \frac{dT}{dv}\right) - \delta\alpha (Fq) \cdot C_x'$;

$0 = 227 - 1000 \cdot 0{,}051 - 0{,}09 \cdot (2620) - \delta\gamma \, 1000 \cdot 0{,}999 - \delta v \cdot \left(0{,}09 \cdot \frac{32{,}75 \cdot 71{,}6}{16} + \frac{102}{0{,}1} + 5\right) - \delta\alpha (2620) \cdot 0{,}35 =$
$= 227 - 51 - 236 - \delta\gamma \cdot 999 - \delta v \cdot (13 + 1020 + 5 + ?) - \delta\alpha \, 920 =$
$= -60 - \delta\gamma \cdot 999 - \delta v \cdot 1038 - \delta\alpha \cdot 920$

I: $-999 \cdot \delta\gamma - 1038\,\delta v - 920\,\delta\alpha = +60$

II równanie:
$0 = -G\cos\gamma + C_y(F \cdot q) + \delta\gamma \cdot \left(G\sin\gamma - \frac{G/g \cdot v}{\delta t}\right) + \delta v \, C_y \frac{F \cdot 2v}{2\varrho} + \delta\alpha (Fq) C_y'$
$0 = -1000 \cdot 0{,}999 + 0{,}93 \cdot (2620) + \delta\gamma \cdot \left(1000 \cdot 0{,}051 - \frac{102 \cdot 35{,}8}{0{,}1}\right) + \delta v \cdot 0{,}93 \cdot \frac{32{,}75 \cdot 71{,}6}{16} + \delta\alpha (2620) \cdot 4{,}25 = -999 + 2450 +$
$+ \delta\gamma \cdot (51 - 36500) + \delta v \, 136 + \delta\alpha \, 11200 = +1451 + \delta\gamma \cdot 36449 + \delta v \cdot 136 + \delta\alpha \, 1120$

II: $-36449\,\delta\gamma + 136 \cdot \delta v + 11200 \cdot \delta\alpha = 1451$

III równanie:
$0 = \left[\left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H}\Delta\beta_H\right)v^2 - \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t}(\dot{\alpha}_a + \dot{\gamma}_a)\right] + \delta\gamma\left(\frac{nv}{\delta t} + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right) + \delta v \cdot 2v\left(m + \frac{\partial m}{\partial \beta_H} \cdot \Delta\beta_H\right) + \delta\alpha\left(\frac{n \cdot v}{\delta t} + m'v^2 + \frac{G/g \cdot i_y^2}{\delta t^2}\right)$;
$0 = \left[-1{,}31 \cdot 1280 - \frac{341}{0{,}1} \cdot 0{,}957\right] + \delta\gamma\left(\frac{687}{0{,}1} + \frac{341}{0{,}12}\right) + \delta v \cdot 71{,}6 : 1{,}31 + \delta\alpha \, (6870 + 1770 + 34100) = -4940 + \delta\gamma \cdot 40970 + \delta v \cdot -94 + \delta\alpha \, 42740$

III: $+40970 \cdot \delta\gamma - 94 \cdot \delta v + 42740 \cdot \delta\alpha = +4940$

Formularz 2. Wzór *wypełniony*

4krok: $\delta t = 0{,}1$ s *Przykład a).*

	$\delta\gamma$	δv	$\delta\alpha$	=	
I	−999	−1038	−920	+60	·+40,97
II	−36450	+136	+112,00	−1451	·+1,12
III	+40970	−94	+42740	+4940	
I'	−40970	−42500	−37600	+2460	
II'	−40970	+153	+12550	−1630	
I''		−42600	+5140	+7400	·−10,8
II''		+59	+55290	+2510	
I'''		+460000	−55290	−79700	
I''''		+460000		−77200	$\delta v = \frac{-77200}{+460000} = -0{,}17$
w		−10	+55290	+2510	
II''			+55290	+2520	$\delta\alpha = \frac{+2520}{+55290} = 0{,}0455$
w	−999	+176	−41,9	+60	
I	−999			−74,1	$\delta\gamma = \frac{-74{,}1}{-999} = 0{,}074$
Sprawdz. III	+3040	+16	+1940	+4940	$\delta\alpha = 2{,}6°$
			+4996		$\delta\gamma = 4{,}3°$

$v + \delta v = 35{,}8 - 0{,}2 = 35{,}6$ m/s;
$\alpha + \delta\alpha = 5{,}6 + 2{,}6 = 8{,}2°$;
$\gamma + \delta\gamma = 2{,}9 + 4{,}3 = 7{,}2°$;
$v_m = v + \frac{1}{2}\delta v = 35{,}8 - 0{,}1 = 35{,}7$ m/s;
$\omega = \frac{\delta\gamma}{\delta t} = \frac{0{,}074}{0{,}1} = 0{,}740$ 1/s;
$\bar{n} = \frac{v_m \cdot \omega}{g} = \frac{35{,}7 \cdot 0{,}74}{9{,}81} = 2{,}70$;
$\delta s = v_m \, \delta t = 35{,}7 \cdot 0{,}1 = 3{,}6$ m;
$\delta x = v_m \cdot \cos\gamma_m = 35{,}7 \cdot 0{,}996 = 3{,}6$ m;
$\delta y = v_m \cdot \sin\gamma_m = 35{,}7 \cdot 0{,}087 = 0{,}3$ m;
$x = \Sigma\,\delta x = 10{,}8 + 3{,}6 = 14{,}4$ m,
$y = \Sigma\,\delta y = 0{,}3 + 0{,}3 = 0{,}6$ m;
$t = \Sigma\,\delta t = 0{,}4$ s;
$\beta_H = -18°$;
$\gamma + \frac{1}{2}\delta\gamma = \gamma_m = 5{,}0°$;
$\cos\gamma_m = 0{,}996$;
$\sin\gamma_m = 0{,}087$;
$\dot{\alpha} = \frac{\delta\alpha}{\delta t} = \frac{0{,}0455}{0{,}1} = 0{,}455$ 1/s
$\dot{\gamma} = \omega = 0{,}740$ 1/s

$\dot{\alpha} + \dot{\gamma} = 1{,}195$ 1/s

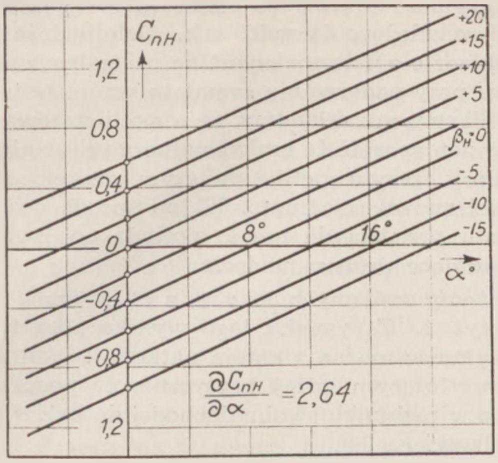
oznaczymy średnią prędkość w przedziale czasu ∂t, a przez $x + \partial x$ i $y + \partial y$ — współrzędne trasy lotu pod koniec tego przedziału czasu, to na podstawie prostego rozważania geometrycznego otrzymamy zależności:

$$\left.\begin{aligned} \partial x &= v_m \cdot \cos\left(\gamma + \frac{1}{2}\partial\gamma\right) \cdot \partial t \\ \partial y &= v_m \cdot \sin\left(\gamma + \frac{1}{2}\partial\gamma\right) \cdot \partial t \end{aligned}\right\} \quad (6)$$

za pomocą których można następnie wyznaczyć trasę lotu punkt po punkcie.

IV. Wykresy podstawowe

Wartości liczbowe współczynników przy $\partial\gamma$, ∂v i $\partial\alpha$ i wolnych wyrazów w układzie równań różnicowych (2) bierzemy z trzech wykresów zgóry założonych. Rys. 1 przedstawia zależność funkcji c_y, c_y', c_x, c_x', $\frac{M_F}{q}$ i $\frac{M_F'}{q}$ od kąta natarcia α · c_y i c_x znamy z biegunowej samolotu, $\frac{M_F}{q}$ — z wykresu stateczności. Pochodne tych funkcji wyznaczamy w znany sposób przy pomocy stycznych. Rys. 2 — to drugi wykres podstawowy;



Rys. 3. Trzeci podstawowy wykres: wykres steru wysokości.

przedstawia zależność ciągu śmigła od ciśnienia prędkości; wykres używany przy obliczeniu startu. Wykres ten, jak wiadomo, łatwo wyznaczyć z charakterystyki silnika i wykresu śmigła, uwzględniając przy tym zmianę ilości obrotów [4]. Funkcję $T(q)$ można z dostateczną dokładnością zastąpić prostą, a więc $\frac{dT}{dq}$ jest wielkością stałą i $\frac{dT}{dv} = \rho \cdot v \cdot \frac{dT}{dq}$. Trzecim wykresem podstawowym, to wykres funkcji c_{nH} w zależności od α_H i β_H. Wykres ten otrzymujemy drogą rachunku [5] lub też z pomiarów tunelowych. Z pochylenia prostych względem osi α_H otrzymujemy w przybliżeniu: $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H} =$ const. Jeśli poza tym narysować wykres c_{nH} przy $\alpha_H =$ const w zależności od β_H, to otrzymamy z dostatecznym przybliżeniem prostą, której kąt nachylenia da nam wartość $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H}$.

Ponieważ moment podłużny samolotu stanowi sumę momentów płata i usterzenia, więc

$$m = \frac{\rho}{2}\left[\left(\frac{M_F}{q}\right) + c_{nH} \cdot F_H \cdot L_H\right] \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

a więc pochodna względem α:

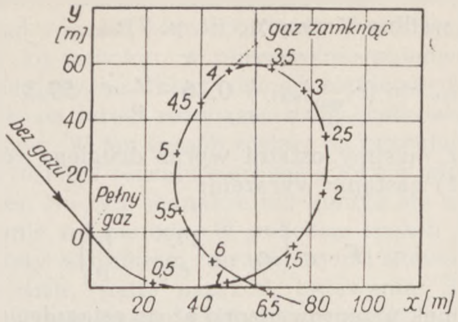
$$m' = \frac{\rho}{2}\left[\left(\frac{M_F}{q}\right)' + \frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H} \cdot F_H \cdot L_H\right] \quad . \quad . \quad (8)$$

zaś

$$\frac{\partial m}{\partial \beta_H} = \frac{\rho}{2} \cdot \frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H} \cdot F_H \cdot L_H \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

V. Przykład liczbowy

Jako przykład zbadamy własności samolotu Curtiss JN 4H. Stałe tego samolotu oraz jego współczynniki aerodynamiczne zapożyczymy z pracy Schwarza [1] z poprawieniem niektórych omyłek rachunkowych. W ten sposób otrzymamy możność porównania wyników. Wykres ciągu śmigła wyznaczono na nowo, Schwarz bowiem ustalił go z widocznymi błędami. Poprawkę tę poczyniono w ten sposób, że przy pomocy amerykańskiego wykresu śmigła dobrano do danego silnika śmigło odpowiednie. Otrzymujemy w ten sposób następujące wartości stałe:



Rys. 4. Pętla.

$G = 1000$ kg; $F = 32,75$ m²; $G/g = 102$ kg.m⁻¹.s²;

$i_y^2 = 3,34$ m²; $F_H = 4,67$ m²; $L_H = 5$ m; $l_s = 1,51$ m

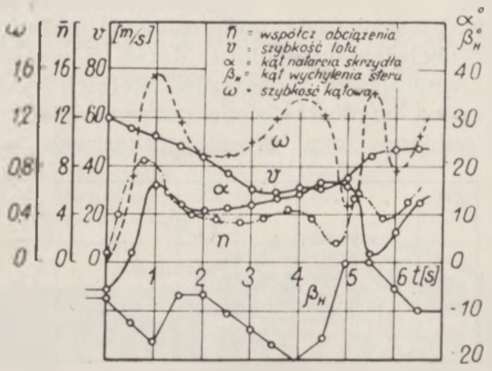
Wykresami podstawowymi są wykresy przedstawione w rysunkach 1, 2, 3. Z rys. 2 otrzymujemy wartość: $\frac{dT}{dq} = -1,1$. Stąd dla lotu przy ziemi otrzymujemy: $\frac{dT}{dv} = -0,138\, v$. Rys. 3 daje nam wartość: $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha_H} = 2,64$ oraz $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H} = 2,19$, a więc według (9) $\frac{\partial m_H}{\partial \beta_H} = 3,20$. Na podstawie wszystkich trzech wykresów otrzymujemy lot poziomy o następujących właściwościach:

$$\alpha = -1,75^0; \quad v = 35,9\,(m/s); \quad \beta_H = +1^0.$$

Żeby więc osiągnąć równowagę momentów, należałoby ster wysokości ustawić pod tym kątem $\beta_H = +1^0$, kąta tego jednak w poniżej przytoczonym obliczeniu nie uwzględniamy.

a) Poderwanie samolotu przed przeszkodą.

Zakładamy, że drążek ściągnięto z maksymalną szybkością. Według pomiaru w locie, dokonanego przez Rhodego [6] na samolocie Boeing PW-9 kąt wychylenia steru ulega przy tym zmianie o 20° w ciągu 0,1 s., po czym następuje jego unieruchomienie. Jako przedział czasu obieramy $\delta t = 0,1$ s. W pobliżu maximum nośności samolotu uwzględniamy dynami-



Rys. 5. Wykres zmiennych: n, v, α, β_H, ω w zależności od czasu podczas pętli.

czny przyrost wyporu, wywołany nagłą zmianą kąta natarcia, według Kramera (lit. p. 7):

$$(c_{y_{max}})_{dyn.} = (c_{y_{max}})_{stat.} + 0,36 \cdot \frac{l_s}{v} \dot{\alpha} \cdot 57,3 \quad . \; . \; (10)$$

To też musimy ostatni wyraz drugiego równania układu (2) zastąpić wyrazem:

$$\partial \alpha \cdot F \cdot q \left(c_y + \frac{20,6}{\partial t} \cdot \frac{l_F}{v} \right).$$

Rachunek przeprowadzono aż do osiągnięcia maximum współczynnika obciążenia. Otrzymane przy tym wyniki liczbowe ujęto w następującą tablicę:

t	v	α	n	x	y	β_H
s	m/s	∡°	—	m	m	∡°
0.0	35.9	—1.8	0,00	0	0	2
0,1	35,9	— 0,3	0,29	3,6	0,0	— 18
0,2	35,9	2,3	0,77	7,2	0,1	—18
0,3	35 8	5,6	1,38	10,8	0,1	—18
0 4	35,6	8 2	2,70	14,4	0,6	—18
0,5	35,3	11,7	2,79	17,9	1,2	—18
0,6	34,8	14,7	2,96	21,4	2,1	—18
0,7	34,2	17,5	2,88	24,9	3,2	—18

Według dawniej stosowanego założenia obciążenia otrzymalibyśmy na podstawie wzoru:

$$n = c_{y_{max}} \cdot q_h \cdot \frac{F}{G} = 3,69,$$

gdzie q_h = ciśnienie prędkości w locie poziomym, teraz natomiast otrzymujemy z tablicy maksymalną wartość n_{max} = 2,96. Poza tym z tablicy tej wynika, że takie wychylenie steru powoduje w bardzo szybkim tempie znaczny przyrost kąta natarcia.

Osiągalne maximum współczynnika obciążenia zależy nie tylko od szybkości wychylenia steru, lecz oczywiście także od wielkości kąta wychylenia, większy bowiem kąt β_H nadaje samolotowi większą szybkość kątową.

b) Pętla.

Zakładamy, że samolot wchodzi w pętlę ze stromego lotu ślizgowego na pełnym gazie. Załóżmy, że ten stan ruchu jest określony przez:

$$v = 60 \text{ m/s}; \; \alpha = -5,8^0; \; \beta_H = -7,5^0,$$

$\gamma = -48,5^0$. Pętla ma być naumyślnie wykonana brutalnie, by stwierdzić, jakie osiągnąć można współczynniki obciążenia samolotu. Z rys. 5 wysnuwamy ciekawy wniosek, że z obszarów wielkich kątów natarcia można wydostać się z powrotem bez znaczniejszej zmiany toru przez krótkotrwałe oddanie drążka. Jako przedział czasu przy przykładzie liczbowym założono ∂t = 0,5 sek. Dalej założono, jak w przykładzie a), że maksymalne osiągalne wychylenie steru przy poderwaniu samolotu wgórę jest $\beta_H = -20^0$, Przy tym zakładamy, że w pętli sterowano samolot w ten sposób, że maksymalne wychylenie steru nastąpiło u szczytu pętli, po czym drążek oddano, a później znowu ściągnięto. W ten sposób osiągniętą trasę lotu przedstawia rys. 4; posiada ona rozmiary, odpowiadające próbom w locie.

Zależność zmiennych β_H, α, v, $\bar{n}$ i γ od czasu przedstawia rys. 5. Z rysunku tego wynika poza tym, że pętlę wykonać można z kątem natarcia zupełnie normalnym, leżącym niżej krytycznego, podczas gdy Schwarz w rachunku swoim dochodzi do kątów natarcia wielkości ca 30°.

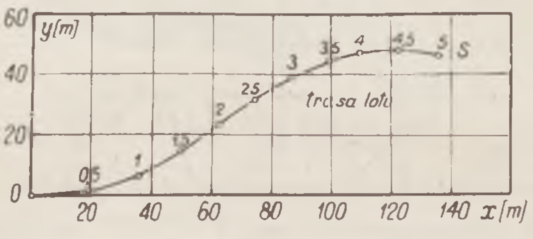
c) Podmuch.

Zakładamy, że samolot ulega działaniu podmuchu pionowego o szybkości w = 10 m/s; prędkość ta ma być osiągnięta w ciągu 1 sek, podmuch o tej maksymalnej sile ma trwać 0,5 sek. a potem zniknąć znowu w ciągu 1 sek. Zakładamy, że samolot odbywa lot poziomy na pełnym gazie i zostaje przez podmuch poderwany jako całość. Ponieważ samolot ma przy tym prędkość poziomą v = 35,9 m/s, przyrost kąta natarcia np. w ciągu pierwszych dwóch półsekund wynosi po $\Delta \alpha$ = 8,0°. Należy więc do naszego formularza nr 1 wstawić wartość kąta $\alpha + \Delta\alpha$. Jeśli zbadamy przebieg lotu przy wychyleniu steru wynoszącym stale $\beta_H = +1°$, to otrzymamy wyniki pokazane na rys. 6 i 7.

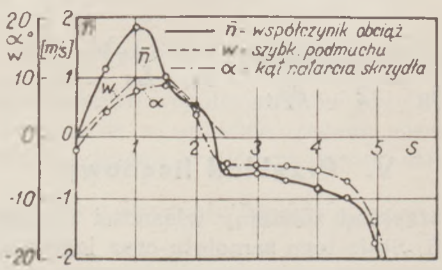
Z rysunków tych wynika, że samolot w ciągu 4 sekund wznosi się o całe 50 m. Nagły podmuch powoduje co prawda tak znaczne zaburzenie równowagi sił, że zamolot samorzutnie do położenia równowagi nie powróci, po upływie więc 4 sekund pilot musiałby wyciągnąć samolot ze zbyt wielkiego ujemnego kąta natarcia. Ponieważ początek podmuchu przebiega stosunkowo łagodnie, maximum dodatniego współczynnika obciążenia wynosi $\bar{n}$ = 1,82, jest za tym mniejsze, niż tego można było się spodziewać według przepisów niemieckich. Poza tym widzimy, że podczas trwania właściwego podmuchu ruch samolotu jest dostatecznie tłumiony.

d) Zrzucanie ciężaru.

Spowodowane wyrzuceniem ciężaru nagłe zmniejszenie wagi samolotu powoduje silne zakłócenie rów-



Rys. 6. Wykres lotu przy podmuchu.



t [s]	0	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
w[m/s]	0	5	10	10	5	0	0	0	0	0	0
α [°]	−1,8	+4,5	7,8	+8,3	3,8	−4,2	−4,5	−4,5	−5,3	−6,9	−14,1
n [×]	0	1,15	1,82	0,95	0,66	0,55	0,55	0,67	0,84	0,98	1,78

Rys. 7. Wykres zmiennych: n, w, α w zależności od czasu podczas podmuchu.

nowagi sił prostopadłych od trasy lotu. Pilot wprowadza samolot w stan równowagi przez łagodne ściągnięcie drążka. Załóżmy, że samolot odbywa lot poziomy na pełnym gazie z potrzebnym dla równowagi wychyleniem steru $\beta_H = +1^0$ i że z samolotu zrzucają np. ciężar o wadze 200 kg. Jeśli przy tym wychyleniu steru nadal utrzymamy tak wielkie, jak uprzednio, to wskutek nagłego zmniejszenia wagi samolot wykaże tendencję do zmniejszenia kąta natarcia, co razem z utrzymanym nadal oddaniem steru doprowadza wreszcie do znacznego wzrostu momentów pochylających samolot łbem wdół; wynikiem tego jest dalsze zmniejszenie kąta natarcia i zagięcie wdół trasy lotu. Osiągnięcie nowego położenia równowagi bez zmiany wychylenia steru jest niemożliwe. Szybkość kątowa $\dot{\alpha}$ jest, jak wiadomo, zależna od stosunkowej zmiany ciężaru. Jeśli w przykładzie naszym lot poziomy odbywa się w warunkach:

$$G = 1000 \text{ kg}; \quad v = 35{,}9 \text{ m/s}; \quad \alpha = -1{,}8^0;$$
$$\beta_H = +1^0; \quad \gamma = 0^0,$$

to po upływie 2 sekund lot samolotu będą cechowały następujące dane:

$$G = 800 \text{ kg}; \quad v = 35{,}5 \text{ m/s}; \quad \alpha = -5{,}5^0;$$
$$\beta_H = +1^0; \quad \gamma = -9{,}6^0.$$

Szybkości kątowe przyjmują wówczas wartości:

$$\dot{\alpha} = 0{,}050; \quad \omega = \dot{\gamma} = -0{,}165,$$

a współczynnik obciążenia $n = -0{,}61$.

VI. Streszczenie

Układ równań różniczkowych, określających sterowany lot samolotu w płaszczyźnie pionowej, zostaje zamieniony na układ równań różnicowych. Układ ten daje się łatwo rozwiązać drogą całkowania krok za krokiem. W ten sposób zostają na przykładzie przeliczone różnego rodzaju sterowane loty w płaszczyźnie pionowej. Na tym jednakże nie kończą się możliwości stosowania tej metody. W podobny sposób przeliczyć można loty z silnikiem zatrzymanym i znowu puszczanym w ruch, pętlę naprzód, lądowania. Poza tym można w ten sposób obliczyć szybkości podmuchów, odbywając loty doświadczalne z przyrządami rejestrującymi odpowiednie wielkości zmienne. Wreszcie przez przeliczenie przykładu można doskonale zapoznać się z mechaniką ruchu samolotu, zwłaszcza zaś z bezpośrednimi zależnościami, jakie zachodzą między zmiennymi α, γ i v.

VII. Literatura

[1] Schwarz, Untersuchungen der beschleunigten Langsbewegung eines Flugzeuges, Luftf.-Forschung Bd 12 (1935) S. 62.
[2] Bairstow, Applied Aerodynamics; Longmans, Green and Co. London 1920.
[3] Hopf, Der überzogene Flug, Beiheft I zur Z. Flugtechn. Motorluftsch. 1920.
[4] Luftwissen Bd. 2 (1935), S. 1.
[5] Kleinwachter, Auftriebsverteilung über die Flügeltiefe. Vortrag bei der Hauptversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Hamburg 1935 (nie opublikowane).
[6] R. v. Rhode, The pressure distribution i t. d. NACA Rep. 364 (1930).
[7] M. Kramer, Die Zunahme des Auftriebsmaximums i t. d. Z. Flugtechn. Motorluftsch. Bd. 16 (1925). S. 78.



Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

WALNE ZGROMADZENIE

Doroczne Walne Zgromadzenie Z. P. I. L. odbędzie się w niedzielę, dn. 27 lutego 1938 r., w Instytucie Aerodynamicznym. Zawiadomienia z porządkiem dziennym zostały rozesłane członkom oddzielnie.

SPRAWY N. O. I.

W dniu 13 stycznia b. r. odbył się Nadzwyczajny Zjazd Delegatów N .O. I. w sprawie nowelizacji ustawy o tytule inżyniera. Z ramienia Z. P. I. L. delegatami byli kol. kol. Challier, Czaykowski, Dulęba i Witkowski. Zjazd uchwalił szereg wniosków, m. in. stanowczy protest przeciwko rządowemu projektowi ustawy. Powołano do życia Komitet Akcji, który niezwłocznie rozpoczął działalność. Zjazd wezwał Związki do opodatkowania swych członków na cele akcji prasowej, która dotychchczas słabo się rozwijała z powodu braku funduszów i chętnych do współpracy w Komisji Prasowej N. O. I. Zarząd zwraca uwagę na komunikat rozesłany w tej sprawie do członków.

PROJEKT USTAWY O ZORGANIZOWANIU INŻYNIERÓW

Ministerstwo Przemysłu i Handlu nadesłało do N. O. I. projekt ustawy o zorganizowaniu inżynierów. Odpis projektu można przeglądać w lokalu Z. P. I. L. (6-go Sierpnia 50) podczas dyżurów, t. j. w piątki od godz. 19 do 20.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Freyberg Stanisław, Warszawa.

WIECZERZA KOLEŻEŃSKA

Zgodnie z tradycją Zarząd Z. P. I. L. postanowił urządzić wieczerzę koleżeńską dn. 10 lutego b. r.

BAL INŻYNIERSKI

Z inicjatywy Stowarzyszenia Techników w Warszawie przy udziale 15 związków i stowarzyszeń inżynierskich, w tej liczbie i Z. P. I. L., skupiających się w N. O. I. i Związku Polskich Zrzeszeń Technicznych, zorganizowany będzie reprezentacyjny bal inżynierski. Bal ten odbędzie się w salonach Stowarzyszenia Techników (Czackiego 3-5) w dniu 19 lutego b. r. Ze względu na ograniczoną ilość biletów uprasza się kolegów, chcących wziąć udział w balu, o możliwie wczesne zgłaszanie się do kol. L. Łabucia (Inst. Aerodynamiczny 6-go Sierpnia 50, tel. 8-96-25), który z ramienia Związku jest członkiem komitetu wykonawczego balu. Zaproszenia oraz dokładniejsze dane, dotyczące terminu zakupu biletów, przesłane zostaną w późniejszym czasie wszystkim członkom Związku.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Szkolenie rzemieślników w naszym przemyśle lotniczym Cz. II wygłosił dnia 17 grudnia 1937 r. por. inż. mgr. Adam Jaworski.

Prelegent uzasadnia konieczność określenia hierarchii rzemieślników w przemyśle, odróżniającej trzy kategorie: czeladnicy (III kat.), czołowi (II kat.) i rzemieślnicy I kategorii. Mistrzowie (majstrowie) są dobierani tylko z pośród rzemieślników I kategorii. Wprowadzenie pośredniego szczebla „czołowych", o szkoleniu których ustawa milczy, uważa prelegent za konieczne

Omówiwszy dotyczącą mistrzów część ustawy przemysłowej i przygotowane do niej przez posła Snopczyńskiego zmiany, prelegent wyraża obawę, że zmiany te dopuściłyby do mianowania mistrzów po zbyt krótkim czasie nauki, oraz oświetla inne szkodliwe lub nieprzemyślane części projektu. Większe znacznie zmiany wprowadza projekt nowelizacji obowiązującej obecnie ustawy przemysłowej, opracowany przez Ministerstwo Przemysłu i Handlu. Idą one m. in. w kierunku zwiększenia uprawnień Izby Rzemieślniczej w zakresie egzaminowania mistrzów oraz stwarzają szkodliwą możliwość przyznania tytułu mistrza kandydatowi, który nie ukończył szkoły powszechnej i nie posiada należytego przygotowania praktycznego. Zarówno dzisiejsza ustawa jak i oba omówione projekty zmian nie precyzują wiadomości, którymi powinien wykazać się mistrz celem zdania egzaminu.

W dalszym ciągu prelegent zapoznaje obecnych z regulaminem, wchodzącym w skład rozporządzenia M. P. i H. z dnia 16.VI.1936, który daje gwarancję należytego poziomu komisji egzaminacyjnej, mianowanej przez kuratora Regulamin ten dotyczy szkół mistrzów, których jest obecnie tylko pięć, w głównej mierze poświęconych budownictwu.

Zadaniom szkolenia w stopniu pośrednim między czeladnikiem a mistrzem służy jednoroczny kurs dokształcający przy Towarzystwie Wojskowo-Technicznym, otwarty z inicjatywy inż. Łukaszewicza. Przewiduje on trzy specjalności: płatowcową, silnikową i mechaniczną. Po omówieniu programu kursu prelegent zwraca specjalną uwagę na pracę w świetlicy ze względu na jej znaczenie dla wyrobienia obywatelskiego robotników. Kursa te są niedostatecznie wyposażone w sprzęt pokazowy, co znacznie obniża praktyczną wartość zdobywanego na nich wykształcenia. Mimo braku pobudek natury materialnej (skończenie kursów nie zapewnia na ogół podwyżki) kursy te cieszą się dużą frekwencją i dały już od 1934 r. przemysłowi lotniczemu 289 uczni (w całej Polsce).

Ze względu na stwierdzone braki program nauczania na omówionych kursach powinien uledz gruntownej rewizji. Prelegent podaje, jakie zmiany uważa za pożądane i na jakich drogach urzeczywistnienie tych zmian jest możliwe. W pierwszym rzędzie wykładowcami powinni być pracownicy wytwórni, z której pochodzi większość uczestników kursu. Tego rodzaju roczne kursy powinny obowiązywać wszystkich czeladników, pracujących w przemyśle lotniczym, przy czym wytwórnie powinny mianować czołowych (brygadzistów) jedynie z pośród absolwentów kursu, stwarzając tym samym pobudkę do jego ukończenia. Kursy takie powinny istnieć przy wszystkich wielkich wytwórniach, umożliwiając zorganizowanie nauczania pod kątem widzenia interesów wytwórni.

Poza kursami przy T. W. T. istnieją w Warszawie dwuletnie kursy instruktorskie przy Towarzystwie Kursów Technicznych, przewidujące na drugim roku dwie grupy: uzbrojeniową i samochodowo - lotniczą. Omówiwszy program tych kursów, prelegent stwierdza, że wykłady są prowadzone bez jakichkolwiek modeli a wyczerpanie programu w podanym czasie wykluczone. Program ten ulegnie w przyszłym roku zasadniczej zmianie. Istnieją jeszcze w Polsce dzienne szkoły mistrzów maszynowych, jednak ze względu na ich odległość (Grudziądz, Kraków, Katowice i Bielsko), prelegentowi nie udało się wejść z nimi w kontakt i program ich jest mu nieznany. W przemyśle lotniczym absolwentów tych szkół dotychczas nie spotkano.

W przyszłości kursy powinny być prowadzone przy wytwórniach ze względu na niemożność uzyskania na innej drodze potrzebnych pomocy naukowych i na oszczędności na czasie, jakie dałoby to uczestnikom. Nie dotyczyłoby to na razie pierwszego roku, który dotyczyłby wszystkich czeladników i byłby z tego względu bardzo licznie obsadzony. Kandydaci na dalsze szkolenie byliby już poddawani selekcji na podstawie wyników pracy w wytwórni.

Omawiając program wyszkolenia dla kandydatów na mistrzów, prelegent podkreśla konieczność nauczania psychologii, koniecznej dla nabycia umiejętności kierowania ludźmi. Docenili to Niemcy, wprowadzając naukę psychologii dla podoficerów. Konieczne będzie również zapoznanie uczestników kursów z metodami pracy, stosowanymi w innej wytwórni. W szczególności bardzo pożyteczne będzie zapoznanie płatowcowców z silnikami.

Z braku czasu prelegent ogranicza się do bardzo pobieżnego omówienia innych wysuniętych przez siebie postulatów, dotyczących szkolenia (podane przy końcu streszczenia) i na zakończenie stwierdza, że palące potrzeby polskiego przemysłu lotniczego w dziedzinie rzemieślników mogą być zaspokojone stosunkowo niewielkim kosztem, równoważnym pięciu samolotom rocznie. Pozwoli to na wyszkolenie w przeciągu najbliższych sześciu lat dwóch tysięcy pierwszorzędnych fachowców. Taki uszczerbek w produkcji samolotów w okresie wojny jest nieznaczny, jak o tym świadczą liczby z 1917 i 1918 r. a przygotowanie fachowych rzemieślników wymaga niestety conajmniej 3 lat, zaś czołowych — 5 lat. Kończy wyrażeniem nadziei, że przebieg dyskusji skłoni Zarząd do powołania Komisji

celem opracowania dla władz naczelnych memoriału w tej sprawie.

Wysunięte przez prelegenta postulaty, rozesłane członkom Związku wraz z zawiadomieniem o odczycie brzmiały, jak następuje:

1. Doszkalanie czeladników (rzemieślnicy III kategorii) na rocznych kursach wieczorowych (o specjalizacji płatowcowej, silnikowej i obróbki mechanicznej), prowadzonych przy wielkich wytwórniach dla własnych pracowników, a przy szkołach rzemieślniczych dla pracowników małych zakładów. Doszkalanie powinno objąć powtórzenie wiadomości z zakresu szkoły rzemieślniczej i gruntowne przerobienie nauki rysunków technicznych (czytanie rysunków) i technologii.

2. Przyjęcie w wytwórniach zasady mianowania czołowych (rzemieślnicy II kategorii) jedynie z pośród absolwentów kursów dokształcających.

3. Ustanowienie dwuletnich kursów na rzemieślników I kategorii, dla czołowych wyznaczonych przez wytwórnię po dwóch latach praktyki z wynikiem conajmniej dobrym. Program kursów powinien kłaść specjalny nacisk na kalkulację robocizny i materiałów, obróbkę cieplną, podanie zasad i konieczności planowania robót. W spisie obowiązujących przedmiotów należy wprowadzić i psychologię. Należy również dać podstawy teoretyczne i wyznaczyć zadania na czas praktyki określonej w punkcie 4.

4. Ustanowienie półrocznej praktyki dla absolwentów kursów wymienionych w punkcie 3. Praktyka nie może mieć miejsca w macierzystej wytwórni.

5. Przyjęcie w wytwórniach zasady mianowania mistrzów jedynie z pośród rzemieślników I kategorii.

6. Uzyskanie dla tak mianowanych mistrzów uprawnień mistrzów cechowych.

7. Wprowadzenie rocznych fachowych zjazdów dla mistrzów lotniczych.

8. Wprowadzenie kursów samokształcących dla pracowników firm przemysłowych lotniczych przy Związku Pracowników Lotniczych, kierowanych przez członków Z. P. I. L.

9. Ustanowienie jednego stypendium zwrotnego dla wybitnego rzemieślnika celem, umożliwienia ukończenia wyższych studiów technicznych.

Byłaby to doskonała zachęta dla licznej rzeszy młodych czeladników dokształcenia się i zwiększenia wydajności swojej pracy.

Przebieg dyskusji był następujący:

Dyr. Piotrowski uważa, iż wywody prelegenta dotyczą raczej rzemiosła, gdyż tak licznie przytaczane przezeń ustawodawstwo zajmuje się tylko rzemiosłem. Otwieranie szkół przy wytwórniach byłoby w naszych warunkach półśrodkiem, a raczej należałoby odpowiednio wyposażyć istniejące szkoły rzemieślnicze. Należałoby wydawać dla rzemieślników fachowe pisma i podręczniki. Nauka w dzisiejszych szkołach wieczorowych jest męcząca zarówno dla uczni jak i wykładowców. Istniejący podział na pracowników umysłowych i fizycznych jest dla tych ostatnich krzywdzący i stwarza nieżyciową barierę.

Inż. Szulc przemawia również w imieniu dyr. Seńkowskiego. Z wysuniętych postulatów kwestionuje jedynie tworzenie wśród robotników hierarchii oraz wprowadzenie zasady nominacji mistrzów jedynie z pośród rzemieślników I kategorii. U mistrza ważniejsze są wyjątkowo spotykane zdolności kierownicze aniżeli jakaś wybitna biegłość w opanowaniu rzemiosła. Należy zwrócić baczniejszą uwagę na kwalifikacje moralne rzemieślników. Dzienne szkoły rzemieślnicze powinny podnieść poziom. Proponowane przez prelegenta uprzywilejowanie pieniężne absolwentów kursu uważa za niewskazane.

Inż. Pietraszek popiera żądanie prelegenta otwarcia szkół rzemieślniczych przy wytwórniach lotniczych ze względu na brak wykładowców. Przyczyną tego stanu rzeczy jest ograniczenie uposażenia wykładowców do 550 zł. miesięcznie brutto, po 35 latach pracy, co zamyka dopływ wartościowych sił do szkolnictwa technicznego. Na dobrych wykładowców może liczyć jedynie szkoła fabryczna, rozporządzająca inżynierami z tej samej wytwórni.

Inż. Łukaszewicz wytyka przemysłowi zbyt małe zainteresowanie kwestią szkolenia rzemieślników, co się ujawniło przy uzgadnianiu z przemysłem programu kursów wieczorowych.

Dyr. Piotrowski uważa, iż szkoły przy wytwórniach należy otwierać dopiero, gdy zabraknie kandydatów ze szkół rzemieślniczych, w przeciwnym bowiem razie zwiększy się ilość bezrobotnych. Otwieranie takich szkół będzie prawdopodobnie konieczne przy wytwórniach położonych na uboczu od przemysłu, gdyż robotnicy wykwalifikowani niechętnie opuszczają Warszawę.

Inż. Szulc jest przeciwnikiem zbyt wąskiej specjalności, ograniczającej możliwość znalezienia pracy po zredukowaniu rzemieślnika. Wytwórnia Silników P. Z. L. prowadzi dzisiaj szkolenie rzemieślników bez nadmiernej specjalizacji, jednak wielu z tych doszkolonych opuszcza niestety wytwórnię po znalezieniu lepszego wynagrodzenia w innym miejscu.

Inż. Malinowski uważa, iż dobrze funkcjonująca szkoła może istnieć tylko przy wytwórni, gdyż przemęczenie robotników przekreśla wartość nauki w godzinach wieczornych. Zamiast proponowanego przez prelegenta doszkalania rzemieślników w godzinach wieczornych lepsze jest prowadzenie prelekcji dokształcających przy stowarzyszeniach kosztem zyskanego od wytwórni częściowego zwolnienia od zajęć.

Inż. Pirowski sądzi, że ze względu na spóźnioną porę (godz. 23) i ważność omawianego zagadnienia należałoby zwołać dodatkowe zebranie dyskusyjne bądź też wystąpić do Zarządu z wnioskiem o powołanie Komisji do zajęcia się tą sprawą.

Inż. Łukaszewicz jako delegat Towarzystwa Wojskowo - Technicznego oświadcza, że intencją T. W. T. jest jedynie dostarczenie przemysłowi fachowych rzemieślników, przy czym szkolenie nie musi być bynajmniej prowadzone przez T. W. T. Wobec nieuruchomienia w bieżącym roku z braku kandydatów klasy mechanicznej pozostały niewyzyskane kredyty, które mogłyby być przekazane wytwórni, podejmującej się zorganizować taką klasę. Oświadczenia to zostało przyjęte oklaskami.

W odpowiedzi dyr. Piotrowskiemu prelegent przytacza artykuły ustawy, zajmujące się uczniami przemysłowymi, podając, jak praktycznie przeprowadzał z warszawską Izbą Rzemieślniczą egzaminy czeladnicze uczniów warsztatów parku 1 p. lot. Nie należy się spodziewać podwyższenia poziomu szkół rzemieślniczych, na co wskazuje bezskuteczność dotychczasowych starań kursów T. W. T. uzyskania pomocy szkolnych oraz poświadczony przez inż. Pietraszka brak wykładowców. Przytacza przykład upadku jednej z naszych szkół rzemieślniczych z chwilą oddzielenia jej od wytwórni, przy której została założona. Nie jest niczym usprawiedliwiona obawa wytwórni państwowych przed wydatkami na zakładanie szkół, na co wskazuje szereg szkół rzemieślniczych, istniejących w kraju i zagranicą przy wytwórniach prywatnych. Prelegent powołuje się tylko na te szkoły krajowe i zagraniczne, które miał możność poznać. Za celowe uważa zaprzestanie przyjmowania do wytwórni lotniczych absolwentów szkół rzemieślniczych przy zatrudnianiu uczni z własnej szkoły; ze względu na małe zapotrzebowanie przemysłu lotniczego, spowodowany tym wzrost bezrobocia będzie niewielki a oszczędzi się na znacznych kosztach dokształcania, o których mówił inż. Szulc, i psuciu materiału przez niedouczony personel. Otwieranie szkoły dopiero w chwili pojawienia się potrzeby wykwalifikowanych rzemieślników jest spóźnione conajmniej o cztery lata, to znaczy o czas potrzebny na ich wyszkolenie.

W sprawie ujemnych cech nauczania wieczorowego jak również podziału pracowników na fizycznych i umysłowych powołuje się prelegent na odpowiednie ustępy poprzedniego referatu (patrz streszczenia w Techn. Now. Lotn. Nr. 12, 1937 r., str. 334 i 335).

Odpowiadając inż. Szulcowi, broni prelegent zasady hierarchii wśród robotników ze względu na jej skuteczność dla wyzyskania ambicji robotników, dzięki dawaniu możności przesuwania co parę lat na wyższy szczebel w miarę wyniku pracy i zdobywania wiedzy na kursach. Jedynie szkoła przy wytwórni umożliwia samej wytwórni poznawanie kwalifikacji moralnych uczni i selekcję wyróżniających się jednostek. Z pośród rzemieślników I kategorii, obejmujących najbieglejszych w swoim fachu, na mistrzów szłyby jedynie nieliczne jednostki o zdolnościach kierowniczych i poznanych zaletach moralnych. Zaniechanie doboru mistrzów z tej kategorii usunęłoby bardzo ważną podnietę w pracy nad dostaniem się do tej kategorii. Należy uznać za pożyteczne materialne wyróżnianie dodatkiem funkcyjnym pewnych stanowisk np. czołowych, które w zasadzie piastować może tylko absolwent kursów

Robotnik nie mający kursu, a wyznaczany chwilowo na takie stanowisko, zyskałby materialną podnietę do zdobycia go na stałe, co mogłoby nastąpić dopiero po ukończeniu kursu. Podkreśla słuszność zasady awansowania tylko wyróżniających się absolwentów kursów, gdyż zarówno na kursie jak i w warsztacie postępy byłyby oceniane przez tych samych inżynierów-przełożonych a do przyjęcia na kursy wyższe wymagane byłyby i dobre wyniki w pracy na warsztacie. „Wędrówki" robotników mogłyby być ograniczone do pewnego stopnia obowiązkiem spłaty kosztów szkolenia, odpowiednio odroczonych.

W odpowiedzi inż. Łukaszewiczowi prelegent wyjaśnia, że dowodem braku współpracy z przemysłem jest według niego jedynie program dwuletnich kursów instruktorskich, którego nieżyciowości mogłaby zapobiec taka współpraca. Na uwagi inż. Malinowskiego oświadcza, że ze strony uczęszczających na kursa dokształcające czeladników konieczny jest pewien wysiłek, choćby i poza godzinami pracy ze względu na korzyści, jakie kursa takie im przynoszą. Prelegent stwierdził z własnego doświadczenia w charakterze wykładowcy, że wysiłek ten leży całkowicie w granicach możliwości czeladników.

Sprawę nowelizacji ustawy o tytule inżyniera przedstawił dnia 7 stycznia 1938 r. na zebraniu dyskusyjnym inż. Wilhelm Challier.

Prelegent zapoznał zebranych z przebiegiem akcji protestacyjnej N.O.I. przeciw projektom nowelizacji ustawy o tytule inżyniera z dnia 21 września 1922 r., wniesionym ostatnio na Radę Ministrów a opracowanym przez M.W.R. i O.P. bez udziału N.O.I. i wbrew postulatom świata inżynierskiego.

Rada Główna N.O.I. po uzyskaniu wiadomości, że Ministerstwo W.R. i O.P. opracowało projekt ustawy, który przewiduje nadawanie tytułu inżyniera osobom, posiadającym średnie wykształcenie techniczne, wystosowała w dn. 11.X.1937 r. pismo do Pana Ministra W.R. i O.P. W piśmie tym Rada Główna N.O.I. energicznie zaprotestowała przeciw rozważaniu tak ważnej sprawy bez udziału świata inżynierskiego i wyraziła nadzieję, że przed nadaniem dalszego biegu projektowi Ministerstwo uzna za niezbędne zapoznanie się z opinią nie tylko władz N.O.I. ale i najszerszych rzesz inżynierskich.

Wobec nieotrzymania odpowiedzi Ministerstwa na to pismo, N.O.I. przesłała w dniu 3.XI.1937 r. memoriał do Prezydium Rady Ministrów, w którym przedstawiła swoją opinię o projektach M.W.R. i O.P., uznając je za szkodliwe społecznie i zagrażające interesom państwa.

Prezydium N.O.I. na posiedzeniu w dniu 8.XI.1937 r. zakomunikowało Radzie Głównej o uzyskanej od Pana Ministra Świętosławskiego obietnicy, że projekty Ministerstwa nie zostaną przedstawione Radzie Ministrów bez uzgodnienia ich z N.O.I. Gdy obietnica ta nie została dotrzymana, Prezydium N.O.I. wystąpiło z inicjatywą zwołania konferencji przedstawicieli: Prezydium N.O.I., Zarządów Głównych Organizacji — członków, mających siedzibę w Warszawie, oraz przedstawicieli S.A.R.P. i Stowarzyszenia Techników Polskich.

Konferencja ta odbyła się w dniu 14.XII.1937 r., przy czym postanowiono na niej zwołanie w większych skupiskach inżynierów wspólnych zgromadzeń członków organizacji celem omówienia rządowego projektu ustawy i uchwalenia protestujących rezolucji.

Zarząd Z.P.I.L. na posiedzeniu w dniu 17.XII.1937 r. zajął pozytywne stanowisko w stosunku do postanowień konferencji i uchwalił wzięcie przez Z.P.I.L. czynnego udziału w akcji. W Warszawie zgromadzenie protestacyjne odbyło się dnia 19.XII.1937 r. Dnia 21.XII. Rada Ministrów uchwaliła projekt M.W.R. i O.P.

Rada Główna N.O.I. na posiedzeniu w dniu 30.XII.1937 r. uchwaliła wystąpić do członków Izb Sejmu i Senatu z memoriałem, przedstawiającym punkt widzenia N.O.I. na projekt nowej ustawy o tytule inżyniera, oraz zwołać nadzwyczajny zjazd delegatów do N.O.I. na dzień 14.I.1938 r.

Następnie prelegent przystąpił do omówienia samej ustawy o tytule inżyniera z roku 1922 i poszczególnych projektów jej nowelizacji. Ustawa z roku 1922 nie była zła, miała jednak pewne braki, szczególnie w odniesieniu do wychowanków polskich szkół technicznych w państwach zaborczych oraz absolwentów zagranicznych akademickich szkół technicznych. Rozporządzenie wykonawcze do tej ustawy dotychczas się nie ukazało, co powodowało duży chaos i dowolność w jej wykonywaniu. Projekt N.O.I. część tych niedomagań usuwał, zdaniem jednak prelegenta był zbyt rygorystyczny w nieprzyznawaniu tytułu inżyniera nawet wyjątkowo wybitnym i wartościowym technikom, całkowicie na ten tytuł zasługującym.

Projekty M.W.R. i O.P. nie tylko posiadają braki ale są całkowicie złe i szkodliwe. Nie normując sprawy techników, wprowadzają zamęt wśród inżynierów, a co gorsza, stają się przyczyną zadrażnienia w życiem uregulowanych a dotychczas życzliwych i dobrych stosunkach, panujących między inżynierami a technikami. Ułatwiając zdobycie tytułu a nie wiedzy, zniechęcą młodzież studiującą do rzetelnego wysiłku, wpływając na obniżenie poziomu techniki polskiej.

Akcja zwalczania tych szkodliwych zamierzeń była znacznie utrudniona przez zaskoczenie N.O.I. złożeniem przez M.W.R. i O.P. nieuzgodnionych projektów wbrew przyrzeczeniu, danemu uprzednio przez Ministra Prezydium N.O.I. Należy też podkreślić nieprzychylne stanowisko prasy, która nie przyjmowała artykułów ani komunikatów o akcji stowarzyszeń inżynierskich, zwalczających projekt rządowy.

Rozpoczynając dyskusję, *inż. Mioduszewski* zsolidaryzował się z opinią prelegenta o projekcie M.W.R. i O.P. N.O.I. zastosowała niewłaściwą formę przeprowadzenia akcji w sprawie nowelizacji ustawy (jak zresztą i w całej swej dotychczasowej pracy), opierając ją na osobistym autorytecie i wpływach członków Prezydium, zamiast oprzeć się na szerokiej współpracy i opinii rzesz inżynierskich. Od spraw taktycznych ważniejsza jest jednakże merytoryczna strona zagadnienia. Poza formalnym ujęciem organizacji szkolnictwa technicznego i tytułów, chodzi o danie technice polskiej dostatecznej ilości sił fachowych o wysokim poziomie wiedzy technicznej. W przeciwieństwie do M.W.R. i O.P., które chce tę sprawę załatwić przez mianowanie inżynierami techników o niedostatecznych kwalifikacjach, organizacje inżynierskie powinny się zastanowić, jak tę sprawę należy rozwiązać pozytywnie, po inżyniersku. Z roku na rok nie da się zwiększyć ilości Politechnik, trzeba więc przede wszystkim zwiększyć ich przepustowość, a właściwie pomóc młodzieży w szybszym kończeniu studiów. Oficerowie odkomenderowani na Politechniki kończą je znacznie wcześniej, mając zapewnione dostateczne środki materialne; dając więc odpowiednią ilość stypendiów, znosząc wysokie opłaty, umożliwia się skrócenie czasu studiów studentom, zużywającym obecnie większość energii na zdobycie środków utrzymania. Brakowi pomocy naukowych w języku polskim zaradzi wzmożenie piśmiennictwa technicznego oraz przymusowe nauczanie języków obcych, pozwalających na korzystanie z obfitych źródeł zagranicznej literatury technicznej. Organizacje inżynierskie powinny podjąć współpracę z uczelniami nad dostosowaniem programów studiów do istotnych potrzeb życia gospodarczego i przemysłu, co niewątpliwie da studiującym możność lepszego przygotowania się do późniejszej pracy zawodowej, w wielu zaś wypadkach może same studia ułatwić a nawet skrócić.

Dr inż. Pawlikowski uważa, że obecnie obowiązująca ustawa nie chroni w praktycznym życiu tytułu inżyniera; może bardziej sprecyzowany tytuł inżyniera dyplomowanego będzie mniej nadużywany i łatwiejszy do ochrony.

Inż. Krzyczkowski wyraża opinię, że udział Zarządu Z.P.I.L. w akcji protestacyjnej był całkowicie właściwy i zasługujący na poparcie i uznanie ze strony ogółu członków Związku.

Por. inż. mg. Jaworski uważa, że nie skoordynowane wystąpienia członków Z.P.I.L. na wiecu inżynierskim w dniu 19.XII.1937 r. przeciwstawiające się ogólnemu nastawieniu uczestników tego zebrania, pozostawiły ujemne wrażenie. Można było tego uniknąć, zwołując w trybie nagłym zebranie członków Z.P.I.L. przed wiecem celem omówienia sprawy tak niewątpliwie ważnej. Jako protest przeciwko szkodliwej ustawie proponuje zrzeczenie się tytułu inżyniera przez wszystkich obecnie go posiadających.

Inż. Wodziański określa akcję N.O.I. jako niepoważną. Uprzedzenia ani sympatie do osób nie powinny mieć znaczenia w sprawie tak doniosłej, jak rozpatrywana. Zaskakiwanie niedotrzymaniem obietnic nie może świadczyć o niczym innym, jak tylko o całkowitym niezrozumieniu samej istoty zagadnienia i opłakanych skutków wprowadzenia nieprzemyślanych projektów.

Inż. Pietraszek uważa, że źle jest, gdy przy rozstrzyganiu tego rodzaju spraw, jak wniesienie projektu poważnej ustawy, wpływ na decyzję mają warunki zakulisowe i interes osobisty. N.O.I. skompromitowała się postawieniem sprawy tak ważnej jako sprawy prestiżowej Prezydium, myśląc, że na drodze osobistych audiencji i obietnic potrafi ją wygrać. Po przegraniu używało słów mocnych, potępiających M.W.R. i O.P. — bez skutku. Z przestudiowania sprawy tytułu inżyniera za granicą wynika, że państwa przemysłowe są liberalne, a państwa rolnicze sprawę tę traktują rygorystycznie. W Niemczech tytuł inżyniera dyplomowanego daje specjalne uprawnienia, ale tylko w służbie państwowej. W Polsce sprawa ta nie jest nowa. O potrzebie uregulowania jej mówi rezolucja Senatu Politechniki Warszawskiej z 13.V.1919 r. Dotąd jednak zagadnienie organizacji szkolnictwa technicznego w Polsce nie jest mimo swej ważności uregulowane. Obecnie istnieje pięć kategorii szkół technicznych: akademickie, wyższe, licea, szkoły średnie techniczne t. zw. gimnazja mechaniczne i szkoły niższe techniczne. Jedna tylko kategoria t. j. szkoły akademickie, jest czymś określonym, a ukończenie jej daje tytuł inżyniera. Według nowej ustawy niektóre z tych szkół mają dawać problematyczną możliwość uzyskania po 4 czy 6 latach praktyki i komisyjnym a właściwie administracyjnym egzaminie tytuł inżyniera zawodowego, nie można jednak uważać, by sprawa była dzięki temu załatwiona lub uporządkowana, podobnie jak to się dzieje z nadawaniem paradoksalnego tytułu czeladnika kończącym gimnazja mechaniczne. Pan Minister Świętosławski zwrócił niewątpliwie uwagę na to, że tylko 9,6% studentów wstępujących na Politechniki zdobywa dyplomy inżynierskie, i że przeciętny czas studiów wynosi 8 lat. Stąd powstał jego program zajęcia się szkołami licealnymi i średnimi technicznymi, które mają zasilić przemysł siłami fachowymi o nie tak wysokich kwalifikacjach naukowych, zapewniając natomiast znacznie szybsze szkolenie tak potrzebnego obecnie pomocniczego personelu technicznego. Nie tylko o tej sprawie można powiedzieć, że została źle załatwiona przez N.O.I. Dlaczego N.O.I. dotychczas nie poruszyła sprawy upośledzenia korpusu inżynierskiego w pragmatyce oficerskiej, wprowadzonej w 1937 r.? Że prasa nie chciała poprzeć akcji N.O.I., tłumaczy się tym, że miała wiadomości o jej złym postawieniu i załatwieniu. W związku ze swoim wystąpieniem na wiecu Politechniki mówca zaznacza, że nie naruszył karności organizacyjnej, miał bowiem na celu wystąpienie przeciw N.O.I., która zgromadzenie inżynierów w dniu 19.XII zorganizowała w ten sposób, ażeby zebrani wysłuchali oświadczeń (nie zaakceptowanych przez odpowiednie Walne Zebrania) prezesów Związków, i ażeby poszczególni uczestnicy zebrania nie mogli się wypowiedzieć. Niezwołanie przez Zarząd w tej sprawie Walnego Zebrania członków Z.P.I.L. mówca uważa za szkodliwe.

Dr. inż. Pawlikowski jest zdania, że sprawa incydentu między Prezesem Z.P.I.L. a inż. Pietraszkiem powinna być rozpatrzona przez Walne Zgromadzenie, wobec czego poruszanie jej na zebraniu dyskusyjnym należy uznać za niewłaściwe.

Inż. Mioduszewski zwraca uwagę na niewłaściwe postępowanie N.O.I., która zmusza prezesów organizacji inżynierskich do składania oficjalnych oświadczeń w zasadniczych sprawach, nie dając im czasu na zasięgnięcie opinii ogółu członków swych organizacji.

Inż. Challier, odpowiadając poszczególnym mówcom, rozpoczyna od stwierdzenia faktu, że Zarządy Z.P.I.L. nie występowały z inicjatywą należenia do N.O.I., a wykonały tylko powziętą uchwałę Walnego Zebrania. Nieudolność w przeprowadzaniu akcji jest widoczna, i Prezydium N.O.I. ponoszące za to odpowiedzialność powinno się podać do dymisji, a w przeciwnym razie powinna się podać do dymisji Rada Główna. Tytuł inżyniera dyplomowanego w praktyce skróci się do inżyniera, różnice się zatrą. Zrzeczenie się tytułu inżyniera będzie praktycznie trudne do urzeczywistnienia, i ta forma protestu nie będzie właściwa. Sprawa incydentu z inż. Pietraszkiem będzie załatwiona na właściwej drodze. O ile sprawa tytułu dla techników ma być załatwiona pozytywnie, to tytuł ten powinien być nadawany bezpośrednio po ukończeniu szkoły, bo czym będzie absolwent szkoły w czasie przymusowej wieloletniej praktyki, lub jeśli nie zda egzaminu po tej praktyce? Słuszniejsze byłoby prawne strzeżenie odpowiednio ustalonych tytułów techników poszczególnych kategorii. Prezydium wiecu nie mogło dopuścić do merytorycznego rozważania sprawy, gdyż byłoby to niemożliwe technicznie do przeprowadzenia, a zwołanie wiecu miało na celu tylko uchwalenie protestu. Że M.W.R. i O.P. stosowało taktykę zaskoczenia a nie chciało zasięgać opinii świata inżynierskiego, jest oczywiste, gdyż nie chcąc z jakichkolwiek względów rozmawiać z N.O.I., mogło zasięgnąć opinii poszczególnych Związków, które wiec zwoływały, lub zapoznać się z opinią Senatów Akademickich. W projekcie ministerialnym sprawa jest postawiona w ten sposób, że zamiast wynagrodzić pełnowartościowym tytułem wybitnych ludzi z grona techników, deprecjonuje się tytuł naukowy i spycha wszystkich w dół; takie posunięcie na pewno Polski technicznie wzwyż nie podciągnie.

Inż. Grzędzielski zaznacza, że nigdy nie był zwolennikiem wstępowania Z.P.I.L. do N.O.I. i jest przeciwnikiem angażowania się inżynierów w akcję o charakterze ogólnym ekonomicznym czy gospodarczym. Za jedynie celowe uważa zajęcie się sprawami czysto fachowymi. Nieudaną akcję N.O.I. uważa za przykład przegranej na skutek stracenia przez inżynierów autorytetu fachowego i nie nabycia autorytetu ekonomistów. Zarząd powinien starać się utrzymać linię działalności Związku jako fachową, techniczną, a nie polityczną, rządzenia Polską w kierunkach ogólnych.

Inż. Challier stwierdza, że każdy z członków Związku może być politykiem lub ekonomistą, a jego działalność indywidualna nie jest działalnością ani Zarządu ani Związku i o ile utrzymana jest w granicach prawa, nie może być przez Związek kontrolowana a tymbardziej krępowana. Autorytet inżynierów lotników na zewnątrz jest poważnie ograniczany przez małą liczebność Z.P.I.L. Mimo, że N.O.I., a właściwie jego Prezydium, nie stanęło na wysokości zadania, to trudno przesądzić, czy istnienie N.O.I. jest szkodliwe lub zbędne, w każdym bądź razie na występowanie Z.P.I.L. z N.O.I. moment obecny jest zupełnie nieodpowiedni wobec zaangażowania się całego świata inżynierskiego we wspólnej akcji, którą należy prowadzić wytrwale i konsekwentnie w solidarnym zespole.

Paliwa lotnicze pochodzenia węglowego — wygłosił 14 stycznia 1938 r. inż. Wacław Bóbr. Streszczenie odczytu i dyskusji zostanie zamieszczone w numerze następnym.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Urząd Patentowy R. P. w Nr. 11 swych wiadomości zamieścił wykaz patentów na wynalazki z dziedziny lotnictwa:

Nr. 25669. Jerzy Fegler (Warszawa, Polską), Tadeusz Modzelewski (Warszawa, Polska) i Jan Petrażycki (Warszawa, Polska). Lotniczy aparat oddechowy.

Nr. 25652. Autoflug Inh. Gerhard Seldmayr (Berlin — Tempelhof, Niemcy). Spadochron.

Patenty do odstąpienia, znajdujące się u Rzeczników Patentowych.

Nr. 8355. „Urządzenie ułatwiające otwieranie się spadochronu". Wiadomość: Inż. Feliks Winnicki, Poznań, Plac Wolności 9.

Nr. 19159. „Łoże karabinu maszynowego, umieszczonego na samolocie". Wiadomość: Inż. Feliks Winnicki, Poznań, Plac Wolności 9.

Sprostowanie

W wykazie patentów, zamieszczonym w Nr. 11 — 1937 r., „Technicznych Nowości Lotniczych" opuszczono przez pomyłkę następujący patent:

Nr. 25540. Jerzy Pieńkowski (Warszawa, Polska) i Przemysł Metalowy „Granat" Spółka Akcyjna (Warszawa, Polska). Zapalnik do bomb lotniczych.

Nowe wydawnictwa

TARCZE SZLIFIERSKIE przez Mieczysława Tomkowicza, str. 107. Nakładem Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich. Cena zł. 3.60.

Biblioteka warsztatowa wzbogaciła się o dziełko, traktujące o tarczach szlifierskich. Dziełko to zapełnia częściowo lukę, która istniała dotąd w naszym piśmiennictwie technicznym w dziedzinie szlifowania. Żałujemy, że zapoznaje nas tylko z narzędziem pracy, ale nie daje zbyt dużo materiału, dotyczącego samego szlifowania. Zresztą sam autor zaznacza, iż omówienie szlifowania nie zmieściłoby się w szczupłych ramach książki. Obyśmy doczekali się jak najprędziej ukazania się następnego dziełka z biblioteki warsztatowca, traktującego obszerniej o szlifowaniu jak również i o samych szlifierkach. Brak takiej pracy dotkliwie odczuwają nie tylko warsztatowcy, ale i konstruktorzy.

Przechodząc do samej pracy należy zaznaczyć, iż autor ujął temat bardzo wszechstronnie. Praca została podzielona na dwie części. Pierwsza część książki zajmuje się samymi tarczami szlifierskimi, a więc zaczyna się od materiałów i wiązania, używanych na tarcze, przechodząc następnie kolejno do twardości, struktury i nomenklatury tarcz. Może dokładniej należałoby zapoznać czytelnika z nomenklaturą tarcz krajowej produkcji, gdyż aczkolwiek podawanie jako wzoru tarcz Nortona jest wskazane ze względu na dużą praktykę tej firmy w budowie tarcz, to jednakże ze względu na dążenie do samowystarczalności, ograniczenia walutowe, długie terminy dostawy, zamawianie tarcz zagranicznych jest utrudnione. Dla tego też nie zawadziłoby podać tablice, polecające odpowiednio do rodzaju pracy tarcze wytwórni krajowych. Dalej w pierwszej części omawiany jest wyrób oraz kształt tarcz w/g P. N. Poza tym podane są praktyczne rady co do zamocowania, wyważania i osłony tarcz oraz chłodzenia przy szlifowaniu.

W drugiej części swego dziełka autor mówi o „dynamice tarczy", to znaczy o jej pracy. Przy omawianiu szybkości obwodowych należałoby podać przepisy obowiązujące w Polsce, gdyż znalezienie tych przepisów nastręcza duże trudności, a niestosowanie ich może pociągnąć w pewnych wypadkach przykre konsekwencje. Przepisy nasze są zbyt ostre i przestarzałe, gdyż nie pozwalają na odpowiednie wykorzystanie tarczy i nieraz należy w szlifierkach dawać mniejsze tarcze, niż dopuszcza konstrukcja, a to ze względu na nieprzekroczenie szybkości obwodowej tarczy podanej przez przepisy. Bardzo pożyteczny jest rozdział, traktujący o posuwach przy szlifowaniu oraz ogólne uwagi dotyczące szlifowania, gdyż są one podane na podstawie długoletniej praktyki autora i mogą niejednokrotnie przyczynić się do uniknięcia nieodpowiedniego szlifowania.

Następny dział, dotyczący analizy szlifowania, podaje teoretyczne wyprowadzenie wzorów oporu przy szlifowaniu, z czego później wynikają wzory użytkowe.

Obliczanie czasu szlifowania i kalkulacja uzupełniają to pożyteczne dziełko, które powinno znaleźć się w bibliotece każdego warsztatowca. *J. H.*

METAL AIRCRAFT CONSTRUCTION przez M. Langley. 3-rd and revised edition. 364 str. 8°, 376 rys. London 1937, Pitman.

Szybki rozwój konstrukcji metalowych w lotnictwie w ciągu ostatnich lat pociągnął za sobą ogromną różnorodność rozwiązań konstrukcyjnych, zwiększającą się z każdym rokiem. Opisy nowych konstrukcji są rozrzucone po czasopismach i katalogach firmowych, co ogromnie utrudnia korzystanie z tego materiału. Toteż książka Langleya wypełniła dotkliwą lukę, gdy ukazała się w pierwszym wydaniu w r. 1932 i zdobyła sobie szybko zasłużone uznanie. Znajdujemy tu obficie udokumentowany przegląd metod konstrukcyjnych, zestawiony w celach czysto praktycznych, głównie dla konstruktora, który może stąd dowiedzieć się, jak inni pracują. Z obecnego wydania usunięto wszystko, co przestarzałe, i uzupełniono je świeżym materiałem, nie ograniczając się do samolotów angielskich, ale rozszerzając przegląd na firmy kontynentu europejskiego. Przemysł amerykański nie dopisał podobno w nadesłaniu dokumentacji.

Rozdziały książki odpowiadają głównym zespołom płatowca. Osobno omówiono materiały stosowane w konstrukcji metalowej, metody fabrykacji, projektowanie detali, ochronę przeciw korozji, nitowanie i szereg innych spraw, ważnych przy projektowaniu. Objaśnienia do ilustracji są czysto opisowe; autor starał się uwydatnić zalety danego rozwiązania, poruszając nieraz stronę warsztatową a nawet zagadnienie kosztów produkcji i utrzymania. Nie pominięto oczywiście względów wytrzymałościowych, kwestii sztywności i lekkości — jednak czysto jakościowo, pozostawiając analizę obliczeniową dziełom cięższego kalibru. Książka powinna znaleźć zastosowanie jako narzędzie pracy w biurze konstrukcyjnym i może oddać wiele usług studentom sekcji lotniczych. *E. K.*

SPIS RZECZY:

4587 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.